



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA

**“Caracterização e Análise do Sistema de Combustível do  
UAV ANTEX X-02”**

**André Filipe Eugénio Maia**

*Aspirante-a-Oficial Aluno, Piloto Aviador, 137726-E*

Dissertação para a obtenção do Grau de Mestre em  
**Aeronáutica Militar**  
**Especialidade de Piloto Aviador**

**Júri:**

Presidente: MGen/PilAv Joaquim Manuel Nunes Borrego  
Orientador: Cap/EngAer Luís Filipe da Silva Félix  
Coorientador: Cap/TMAEq Paula Alexandra Veiga Gonçalves  
Vogal: Cap/EngAer Bruno António Serrasqueiro Serrano

**Sintra, março de 2015**



## **Agradecimentos**

O final de mais uma etapa da minha formação chega assim ao fim. Contudo, a chegada à meta não poderia ser possível sem a presença e o apoio de algumas pessoas.

Em primeiro lugar quero agradecer à pessoa que sempre me apoiou para que eu pudesse concretizar este sonho – a minha mãe. Sem ela, nada disto teria sido possível. Por muitos contratempos que tenham aparecido ao longo dos tempos, ela esteve sempre presente para me apoiar e me ajudar, mesmo tendo carregado o dobro do peso durante os últimos 17 anos.

Agradeço ao Sr. Capitão Luís Félix e à Sra. Capitão Paula Gonçalves pelo apoio dado durante a realização desta dissertação e aos restantes professores da Academia da Força Aérea por toda a aprendizagem que me proporcionaram ao longo dos últimos anos.

Agradeço ainda aos elementos do CIAFA, em especial ao SCH Bandeiras, SAJ Mendes, SAJ Santos e SAJ Gomes, que, apesar da enorme carga de trabalho a que estão sujeitos, sempre encontraram um pouco de tempo e paciência para ajudarem com as partes mais práticas que a área de Tecnologias Aeronáuticas envolve.

Gostaria de agradecer também ao Sr. Capitão Serrano, pela ajuda e formação dada no que diz respeito à Unidade Curricular de Ciências dos Materiais, que tanto foi necessária à realização desta dissertação, assim como à ajuda que proporcionou na tentativa de viabilizar alguns dos ensaios.

Agradeço também à Direção de Abastecimento e Transportes, na pessoa do Sr. Eng. José Barros, por ter tratado da coordenação da execução dos ensaios ao combustível no Laboratório da Refinaria de Sines, assim como pela sua ajuda essencial no que dizia respeito à compreensão das temáticas diretamente relacionadas com os combustíveis.

Ao Instituto Superior técnico, nomeadamente à pessoa da Sra. Professora Doutora Virgínia Isabel Monteiro Nabais Infante, o meu obrigado por me ter recebido tão bem e ter permitido e acompanhado na realização dos ensaios de flexão, fundamentais para a execução desta dissertação naquelas instalações.

Um grande obrigado à minha namorada por toda a paciência que teve comigo nos momentos menos bons deste percurso e por todas as palavras de apoio e incentivo que me foi dando quando tudo “parecia negro”.

À minha família um obrigado por todo apoio demonstrado ao longo do meu percurso nesta Academia.

Para finalizar, quero agradecer aos meus camaradas de curso – Quasares – por terem sido os meus companheiros nos bons e maus momentos ao longo destes últimos anos durante todo o meu percurso nesta Academia. Em especial gostaria de agradecer aos camaradas com os quais tive a oportunidade de ter como “Marias” – 1º ano - Sanhá, 2º ao 4º - Pereira e 5º - Perestrelo.

## **Resumo**

Esta Dissertação de Tese de Mestrado surge enquadrada com as atividades de investigação e desenvolvimento levadas a cabo pelo Centro de Investigação da Academia da Força Aérea Portuguesa (CIAFA) no decorrer do PITVANT (Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados). Neste projeto, foram desenvolvidos vários Veículos aéreos Não tripulados, entre os quais a plataforma Alfa-Extended, uma evolução da plataforma Alfa. Em virtude de inicialmente se terem construído várias aeronaves da plataforma Alfa-Extended sem que tivesse sido criada uma documentação adequada ao trabalho desenvolvido, existe hoje uma lacuna a esse nível.

Esta Dissertação tem como objetivo a caracterização do Sistema de Combustível desenvolvido, assim como a sua análise, a fim de se documentar a solução implementada e verificar se com o passar dos anos ocorreram danos no mesmo e assim obter uma visão global do seu estado atual.

Para concretizar estes objetivos foi feita uma exaustiva revisão bibliográfica ao nível dos Sistemas de Combustível, assim como no que diz respeito a materiais compósitos, combustíveis, às reações químicas que ocorrem entre estes e também algumas soluções comerciais de materiais anunciados como quimicamente estáveis.

A questão da Aeronavegabilidade também foi abordada para a análise desta plataforma, pelo que, devido à ausência de legislação nacional, foram consultadas informações de organizações de renome internacionais, tendo sido elaborados requisitos para a operação a partir destas.

No desenrolar da dissertação é feita uma descrição pormenorizada de todos os componentes do Sistema de Combustível e é desenvolvido um modelo a três dimensões em *software* de desenho assistido por computador. Posteriormente é feita a descrição pormenorizada de como é processado o consumo de combustível a bordo da aeronave, e é determinado o combustível útil através de testes funcionais. É ainda descrito como se processa o abastecimento da aeronave.

Tendo em conta que a aeronave é totalmente fabricada a partir de materiais compósitos, e dada a problemática que existe em torno das reações químicas entre estes materiais e os combustíveis foram ainda realizadas diversas experiências com vista a avaliar esta interação e quais os seus possíveis efeitos ao longo do tempo nos materiais utilizados na construção da aeronave. Para tal foram fabricados provetes e imersos em combustível durante 500 e 1000 horas para posterior análise aos combustíveis e avaliação da degradação das propriedades físicas do material compósito. Adicionalmente foi ainda criado um pequeno depósito de combustível com vista a avaliar a impermeabilidade do material utilizado.

A partir de todos estes procedimentos foi possível concluir que existe de facto interação entre o material compósito e o combustível utilizado.

**Palavras-chave:** Aeronavegabilidade; Gasolina; Materiais Compósitos; Resina Epóxi; Sistema de Combustível; UAV.

## **Abstract**

The subject of this Master's thesis comes from the Investigation and Research activities carried out by the Portuguese Air Force Academy's Research Centre during the PITVANT (Project for Research and Technology in Unmanned Aerial Vehicles). In this project, it was developed several Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) prototypes, including the Alfa-Extended platform, an evolution of the Alfa platform. The development and manufacture of these platforms was not supported with adequate documentation. Therefore, there is a gap at this level.

This thesis aims to characterize and analyse the Fuel System implemented in order to document all the work previously done on this platform and verify whether over the years there has been any structural degradation.

To achieve these goals, an exhaustive literature review was executed at the level of fuel systems, composite materials, fuel, and chemical reactions that occur between them, as well as some commercial solutions advertised as chemically stable materials.

The issue of Airworthiness was also taken into account in the analysis of this platform. In the absence of national legislation, information from internationally renowned organisations was consulted, thus resulting in the production of requirements for the operation of this aircraft.

In the course of the dissertation a detailed description of all components of the fuel system is made and a three-dimensional model using computer aided design software was developed. Subsequently, a detailed description of how the fuel is processed on board the aircraft was made, and it was also determined the usable fuel throughout functional tests. It was also described the method of supplying the aircraft.

Given that the aircraft is entirely made of composite materials, and given the problematics surrounding the chemical reactions between these kind of materials and fuels, several experiments were also carried out in order to assess this interaction and its possible effects over time in the materials used in the

construction of aircraft. In order to achieve this, it was produced coupons that were immersed in fuel for 500 and 1000 hours for subsequent analysis and evaluation of the degradation of the physical properties of the composite material. Additionally, a small fuel tank was also created in order to assess the impermeability of the material used.

The results obtained allow us to conclude that there is indeed interaction between the composite material and the fuel used.

**Keywords:** Airworthiness; gasoline; Composite Materials; Epoxy resin; Fuel system; UAV.



# **Índice**

Agradecimentos .....	iii
Resumo .....	v
<i>Abstract</i> .....	vii
Índice.....	ix
Índice de figuras .....	xi
Índice de tabelas .....	xiii
Lista de abreviaturas .....	xv
Glossário .....	xvii
1 – Introdução .....	1
1.1 – Resenha histórica.....	1
1.2 – Motivação.....	1
1.3 – Âmbito .....	2
1.4 – Objetivos .....	2
1.5 – Estrutura da dissertação .....	3
1.6 – Enquadramento dos requisitos de Aeronavegabilidade do UAV ANTEX-X02.....	4
2 – Revisão Bibliográfica .....	7
2.1 – Sistemas de Combustível.....	7
2.1.1 – Tipologia Sistemas de Combustível .....	7
2.1.2 – Tipos de Sistemas de Combustível .....	7
2.1.3 – Tanques de combustível .....	9
2.1.4 – Efeitos da localização do combustível .....	12
2.1.5 – Distribuição de combustível .....	14
2.1.6 – Combustível não utilizável.....	16
2.2 – Interação entre combustíveis e compósitos .....	16
2.2.1 – Constituição dos Combustíveis .....	16
2.2.2 – Constituição dos materiais compósitos .....	18
2.2.3 – Reações químicas.....	19
2.2.4 – Materiais quimicamente estáveis .....	21
3 – Caracterização do Sistema de Combustível.....	25
3.1 – Arquitetura do Sistema de Combustível .....	25
3.1.1 – Macro componentes do Sistema de Combustível .....	25

3.1.2 – Micro componentes do Sistema de Combustível .....	26
3.1.3 – Desenvolvimento de modelo em software SolidWorks .....	27
3.2 – Funcionamento do Sistema de Combustível .....	30
3.2.1 – Consumo de combustível .....	30
3.2.2 – Abastecimento do depósito .....	32
3.2.3 – Determinação da quantidade de combustível utilizável .....	33
3.3 – Análise do Sistema de Combustível .....	34
4 – Aeronavegabilidade .....	35
4.1 – Requisitos para a operação .....	36
4.1.1 – Requisitos mínimos .....	36
4.1.2 – Requisitos recomendados .....	37
4.2 – Análise perante os requisitos para a operação .....	38
5 – Avaliação da interação entre o Material Compósito e Combustível .....	41
5.1 – Objetivos .....	41
5.2 – Experiências chave .....	41
5.2.1 – Fabrico de provetes .....	42
5.2.2 – Fase de contaminação .....	46
5.3 – Ensaio Laboratoriais .....	47
5.3.1 – Ensaio de flexão e tração .....	47
5.3.2 – Análise ao combustível .....	53
5.3.3 – Análise à impermeabilidade do material compósito .....	55
5.4 – Inspeções aos depósitos .....	58
6 – Conclusões e Recomendações .....	61
Referências bibliográficas .....	63
Anexo A – Tabela resumo de estudo sobre compatibilidade entre aditivos de combustíveis e material compósito .....	A-1
Anexo B – Diagrama simplificado da localização e distribuições dos depósitos .....	B-1
Anexo C – Esquema do escoamento .....	C-1
Anexo D – Relatórios de Ensaio .....	D-1

## Índice de figuras

Figura 1 – Sistema de Alimentação por Gravidade (3).....	8
Figura 2 – Sistema de Alimentação por Bomba de Combustível (3) .....	8
Figura 3 – Sistema de Alimentação por Injeção (3).....	9
Figura 4 – Tanque de Combustível Rígido (3).....	10
Figura 5 – Tanques de Combustível Flexíveis (27) .....	11
Figura 6 – Tanque de Combustível Integral (30).....	12
Figura 7 – Exemplo da influência do CG.....	13
Figura 8 – Exemplo da localização dos tanques .....	13
Figura 9 – Exemplo de <i>baffle</i> (29) .....	14
Figura 10 – Nervuras (estrutura da asa) (28) .....	15
Figura 11 – Funcionamento de uma <i>check valve</i> (6).....	15
Figura 12 – Exemplo da distribuição do combustível .....	16
Figura 13 – Localização do «depósito de compensação».....	26
Figura 14 – Filtro de combustível em feltro .....	26
Figura 15 – Aspeto final do modelo em 3D com Sistema de Combustível totalmente integrado.....	28
Figura 16 – Detalhe da ventilação do depósito central.....	28
Figura 17 – Detalhe: linha de combustível (laranja) em Tygon® e tubo de respiro (azul) em alumínio .....	28
Figura 18 – Vista do local do motor com fuselagem.....	29
Figura 19 – Vista do local do motor sem fuselagem.....	29
Figura 20 – Ligação das linhas de combustível no depósito central .....	30
Figura 21 – Detalhe do Anexo C – Esquema do escoamento.....	31
Figura 22 – Detalhe das conexões do depósito central.....	32
Figura 23 – Detalhe da conexão para abastecimento de combustível .....	32
Figura 24 – Livro do Avião ANTEX X-02 (Alfa-Extended) .....	33

Figura 25 – Linha de combustível localizada nas proximidades do motor .....	40
Figura 26 – Dimensões dos provetes de tração .....	42
Figura 27 – Dimensões dos provetes de flexão .....	43
Figura 28 – Provette de tração (10,5mm).....	44
Figura 29 – Provette de flexão (10,5mm) .....	44
Figura 30 – Provette de tração (3,5mm).....	45
Figura 31 – Provette de flexão (3,5mm) .....	45
Figura 32 – Falha ao corte num provete de tração (10,5mm) .....	48
Figura 33 – Diagrama do ensaio de flexão (18) .....	49
Figura 34 – Legenda dos Gráficos dos Ensaio de Flexão .....	50
Figura 35 – Gráfico de Ensaio de Flexão – Provetes de 10,5mm de espessura .....	50
Figura 36 – Gráfico de Ensaio de Flexão – Provetes de 3,5mm de espessura	50
Figura 37 – Gráfico de Ensaio de Flexão (zona elástica) – Provetes de 10,5mm de espessura.....	51
Figura 38 – Depósito de combustível .....	56
Figura 39 – Selagem do depósito.....	56
Figura 40 – Depósito seccionado para inspeção visual após o término da experiência .....	57
Figura 41 – Material exposto 750h e posteriormente prensado .....	58
Figura B - 1 – Diagrama simplificado da localização e distribuições dos depósitos.....	B - 1
Figura C - 1 – Esquema do escoamento .....	C - 1

## **Índice de tabelas**

Tabela 1– Requisitos mínimos para operação .....	36
Tabela 2 – Requisitos recomendados para operação .....	37
Tabela 3 – Resultado da avaliação dos requisitos de Aeronavegabilidade.....	39
Tabela 4 – Provetes de 3,5mm - Valores máximos da carga por ensaio e estatísticas .....	51
Tabela 5 – Provetes de 3,5mm - Valores do deslocamento para a carga máxima por ensaio e estatísticas .....	51
Tabela 6 – Valores apurados para o Módulo de Elasticidade (E).....	52
Tabela A - 1 – “A Qualitative Investigation into the Compatibility Effects of F-34 Fuel Additives with Cured FM73 Adhesive - R.C. Geddes” (12).....	A - 1



## **Lista de abreviaturas**

AAN – Autoridade Aeronáutica Nacional

ANTEX – Aeronave Não Tripulada Experimental

ANTPP – Aeronave Não Tripulada de Pequeno Porte

ASTM – *American Society for Testing and Materials*

CAAI – *Civil Aviation Authority of Israel*

CG – Centro de Gravidade

CNC – Controlo Numérico Computorizado

CIAFA – Centro de Investigação da Academia da Força Aérea

DGME – Dietileno Glicol Monometil Éter

DN – Defesa Nacional

DoD – *Department of Defense*

FAP – Força Aérea Portuguesa

INAC – Instituto Nacional de Aviação Civil

LEA – Licença Especial de Aeronavegabilidade

N/C – Número de Cauda

OTAN – Organização do Tratado do Atlântico Norte

PITVANT – Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados

UAS – *Unmanned Aircraft Systems*

UAV – *Unmanned Aerial Vehicle*





## **Glossário**

Análise – Exame minucioso de uma coisa em cada uma das suas partes.

Caracterização – Descrever com exatidão.

Centro de Gravidade – ponto de um corpo onde pode ser considerada a aplicação de toda força gravítica.

Ciclo de Otto – É um ciclo termodinâmico diretamente relacionado com os motores de combustão interna.

*Firewall* do motor – parte da fuselagem que isola a zona do motor da restante aeronave. Deve impedir o fogo de se propagar à restante aeronave pelo que deve ser resistente ao fogo.

Peso máximo à descolagem – Limite de peso máximo para o qual uma aeronave pode descolar em segurança.

Voo descoordenado – Quando uma aeronave está estabelecida em volta e o avião deslisa lateralmente aproximando-se ou afastando-se do centro da volta diz-se que a aeronave derrapa ou glissa, respetivamente. Em ambos os casos a aeronave está a fazer voo descoordenado.



# **1 – Introdução**

O tema subordinado a esta Dissertação de Tese de Mestrado surge enquadrado com as atividades de investigação e desenvolvimento levadas a cabo pelo Centro de Investigação da Academia da Força Aérea Portuguesa (CIAFA) e tem como finalidade a obtenção do Grau de Mestre em Aeronáutica Militar, na Especialidade de Piloto Aviador.

## **1.1 – Resenha histórica**

No decorrer do Projeto PITVANT (Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados) foram desenvolvidos vários *Unmanned Aerial Vehicles* (UAVs), entre os quais a aeronave Alfa-Extended, uma evolução da plataforma Alfa. Sendo já uma plataforma mais evoluída a nível aerodinâmico, é a que neste momento se encontra numa fase de maior desenvolvimento.

Atualmente, a plataforma Alfa-Extended conta já com 5 aeronaves (N/C 17511 – 17515). Uma vez que esta plataforma se encontra em constante iteração, os diferentes modelos do Alfa-Extended diferem quer no tipo de propulsão (motorização elétrica ou a combustão interna) e conseqüente sistema de combustível, quer na própria estrutura interna.

## **1.2 – Motivação**

Em virtude de inicialmente se terem construído várias aeronaves da plataforma Alfa-Extended sem que tivesse sido criada uma documentação adequada ao trabalho desenvolvido, existe hoje uma lacuna a esse nível. Como tal foi proposto que se fizesse a caracterização do Sistema de Combustível desenvolvido, assim como a sua análise, a fim de se documentar todo o trabalho efetuado nesta plataforma e verificar a sua degradação com a utilização ao longo dos últimos anos.

Esta problemática, pela sua diferença e importância distinguiu-se pelo seu caráter prático e interessante, tendo-se revelado um tanto desafiante pelo facto de englobar várias áreas abordadas nas Unidades Curriculares frequentadas, mas também por outras cujo conhecimento era menor, ou até inexistente.

### 1.3 – Âmbito

Esta Dissertação de Tese de Mestrado irá apenas incidir numa aeronave específica do tipo Alfa-Extended, nomeadamente a aeronave ANTEX-X02 (N/C 17512). Esta aeronave não tripulada tem um sistema de combustível adaptado a motores de combustão interna, isto é, está dotada de um tanque de combustível e dos demais componentes que o constituem.

### 1.4 – Objetivos

Os objetivos da Dissertação de Tese de Mestrado são:

- 1) Avaliar a arquitetura e o estado atual do Sistema de Combustível do UAV ANTEX-X02 (tipo Alfa-Extended);
- 2) Caracterizar o funcionamento do Sistema de Combustível;
- 3) Apurar os requisitos relativos ao Sistema de Combustível no que diz respeito a Requisitos de Certificação para efeitos de Aeronavegabilidade;
- 4) Verificar se existe interação entre os materiais compósitos e o combustível, nomeadamente no que concerne especificamente aos utilizados na construção e operação deste UAV:
  - a) Verificar se existem alterações relativamente às propriedades do combustível, por contaminação;
  - b) Verificar se as propriedades físicas e mecânicas dos compósitos utilizados sofrem alterações por estarem em contacto com o combustível utilizado.
- 5) Desenvolver um modelo do tanque de combustível em *software* de Desenho Assistido por Computador;
- 6) Execução de ensaios no solo para verificar como se processa o consumo de combustível a bordo da aeronave;
- 7) Elaboração de conclusões relativas à possível implementação e integração de melhorias no Sistema de Combustível do UAV.

## **1.5 – Estrutura da dissertação**

Esta Dissertação, cujo tema é a “Caracterização e Análise do Sistema de Combustível do UAV ANTEX X-02”, está dividida em sete capítulos onde são abordadas temáticas relacionadas diretamente com o tema da mesma e outras que derivam deste.

No primeiro capítulo são expostos os conteúdos que levaram à escolha deste tema, os objetivos da dissertação e o enquadramento ao nível dos requisitos de aeronavegabilidade ao qual a aeronave em análise está sujeita.

O segundo capítulo trata de toda a revisão bibliográfica que foi necessário consultar para melhor poder desenvolver toda a temática que foi abordada nesta dissertação. Esta revisão contempla uma ampla visão sobre os Sistemas de Combustível existentes e alguns detalhes que estão indiretamente relacionados com o mesmo como é o caso das consequências da localização do combustível. A revisão abrange ainda temáticas relacionadas com a interação entre materiais compósitos e combustíveis.

O terceiro capítulo foi totalmente dedicado à caracterização do Sistema de Combustível, nomeadamente à arquitetura do Sistema de Combustível, componentes do mesmo, e satisfaz ainda o objetivo 5) do subcapítulo anterior através da utilização do software SolidWorks. Está ainda relacionado com o aspeto funcional do Sistema de Combustível. Neste capítulo também é feita a descrição de como é feito o consumo do combustível a bordo da aeronave, bem como se processa o abastecimento do mesmo. Foram ainda realizados testes a fim de determinar a quantidade máxima de combustível utilizável no tanque de combustível.

No quarto capítulo é explorada a temática da Aeronavegabilidade. Neste capítulo foi consultada informação de várias organizações de renome internacional e compilada para a definição de requisitos de Aeronavegabilidade diretamente relacionados com o Sistema de Combustível da aeronave em questão. Ainda neste capítulo é feita uma avaliação de acordo com os requisitos previamente estabelecidos.

O quinto capítulo diz respeito à problemática da interação entre materiais compósitos e o combustível. Neste capítulo encontram-se descritas diversas experiências que foram realizadas com o objetivo de verificar se efetivamente existe, ou não, interação entre o combustível utilizado na operação desta aeronave e os materiais utilizados na sua construção.

O sexto e último capítulo conclui esta dissertação. Neste capítulo é feito um apanhado transversal de todo o trabalho desenvolvido, onde é referido o seu estado atual e onde são deixadas algumas sugestões para a implementação e integração de melhorias no sistema de combustível da aeronave em questão. São ainda feitas algumas recomendações para trabalhos futuros.

## **1.6 – Enquadramento dos requisitos de Aeronavegabilidade do UAV ANTEX-X02**

À semelhança de todas as aeronaves convencionais, os UAVs têm igualmente de respeitar determinados requisitos para poderem fazer uso seguro do espaço aéreo. Sendo que esta aeronave ainda é classificada de Experimental, necessita de uma Licença Especial de Aeronavegabilidade (LEA) para voar.

A Aeronavegabilidade constitui um dos processos mais importantes e fundamentais para a operação de aeronaves, garantindo que estas cumprem com todos os requisitos e se encontram em condições de segurança para operar. Assim, a Aeronavegabilidade é um pilar para a segurança das aeronaves, das pessoas que as tripulam e para as que são sobrevoadas por estas.

Em Portugal, é o Instituto Nacional de Aviação Civil (INAC) que emite estes certificados para as aeronaves civis. No caso das aeronaves militares, esta tarefa cabe à Autoridade Aeronáutica Nacional (AAN) que já se encontra criada desde 2009 e que viu as suas competências, estrutura e funcionamento definidos pela Lei n.º 28/2013 de 12 de abril.

De acordo com a Circular Nº 01/13 da AAN, referida em (1), que estabelece os Requisitos e Procedimentos necessários para a emissão de LEA para *Unmanned Aircraft Systems* (UAS) no domínio da Defesa Nacional (DN),

deve-se ter em conta as diversas categorias em que os UAVs se podem dividir, uma vez que existem diferenças relativamente aos requisitos para a emissão destas mesmas Licenças.

Deste modo, e tendo em conta o N<sup>o</sup>4 b. (2.) da referida Circular verifica-se que a aeronave Alfa-Extended em análise não se enquadra na denominação de Aeronave Não Tripulada de Pequeno Porte (ANTPP), uma vez que o seu peso máximo à descolagem é superior a 20kg, enquadrando-se assim no ponto seguinte do mesmo número e alínea, ficando sujeita às mesmas restrições que as aeronaves com peso máximo à descolagem inferior a 150kg.

Por sua vez, tal como reconhece o ponto e. do N<sup>o</sup> 3 desta Circular, a regulamentação aplicável aos UAVs em Portugal é escassa e de acordo com o ponto f. do mesmo número, a legislação a aplicar será a criada e adotada por organizações internacionais de referência.





## **2 – Revisão Bibliográfica**

Com o objetivo de iniciar o estudo sobre o sistema de combustível da plataforma Alfa-Extended foi feita uma revisão bibliográfica sobre os principais temas abordados nesta dissertação. Primeiro foi feita uma revisão sobre a literatura referente a sistemas de combustível de aeronaves. De seguida foi igualmente feita uma pesquisa sobre a problemática da interação entre combustíveis e compósitos onde foi tida em conta a constituição dos compósitos, dos combustíveis, das reações químicas entre estes e materiais que não sofrem essas reações.

### **2.1 – Sistemas de Combustível**

#### **2.1.1 – Tipologia Sistemas de Combustível**

Um sistema de combustível de uma aeronave inclui vários componentes, desde os tanques de combustível em si, passando pelas linhas de combustível, bombas de combustível, mecanismos de ventilação e mecanismos de gestão de combustível (2).

#### **2.1.2 – Tipos de Sistemas de Combustível**

Os sistemas de combustível das aeronaves não são todos iguais, antes pelo contrário. Os sistemas de combustível variam consoante o tipo de asa da aeronave, isto é, se é de asa alta, asa baixa ou média, uma vez que a localização dos depósitos de combustível é um dos fatores importantes para os determinar. Os sistemas de combustível também dependem do tipo de motor consoante seja de injeção ou carburador (3).

#### **Sistemas de Alimentação por Gravidade**

Este tipo de sistema de combustível é bastante comum nas aeronaves de asa alta, uma vez que a maior parte dos tanques está localizada nas asas. Neste caso, o combustível, por ação da gravidade, desce até aos motores. Como não é necessário qualquer componente auxiliar para alimentar o motor, este sistema é um dos mais simples.

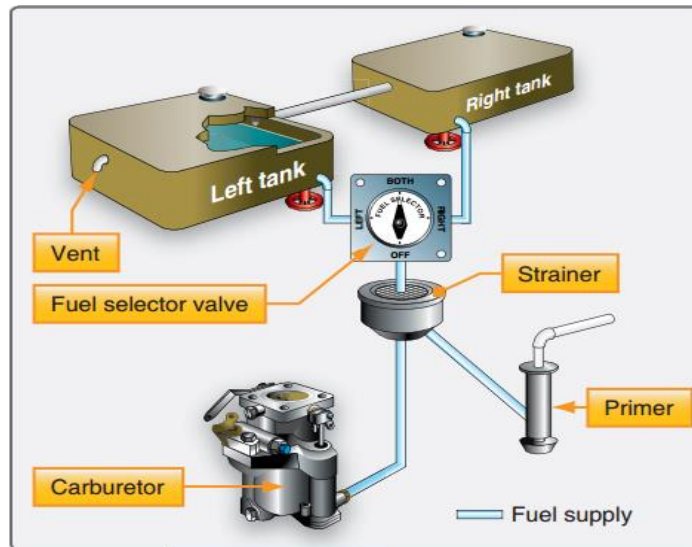


Figura 1 – Sistema de Alimentação por Gravidade (3)

### Sistemas de Alimentação por Bomba de Combustível

As aeronaves de asa baixa ou média não podem ter sistemas de combustível por gravidade devido à localização do tanque de combustível relativamente ao motor. Neste caso, como os tanques se encontram a uma cota inferior ao motor é necessário recurso à bomba de combustível para fazer com que o combustível chegue ao motor.

Por norma existem sempre duas ou mais bombas de combustível. Estas são colocadas em paralelo sendo que uma é elétrica e outra é alimentada mecanicamente pelo motor (3). Deste modo tornam-se redundantes e no caso de uma falhar, a outra conseguirá manter os parâmetros necessários ao bom funcionamento do motor.

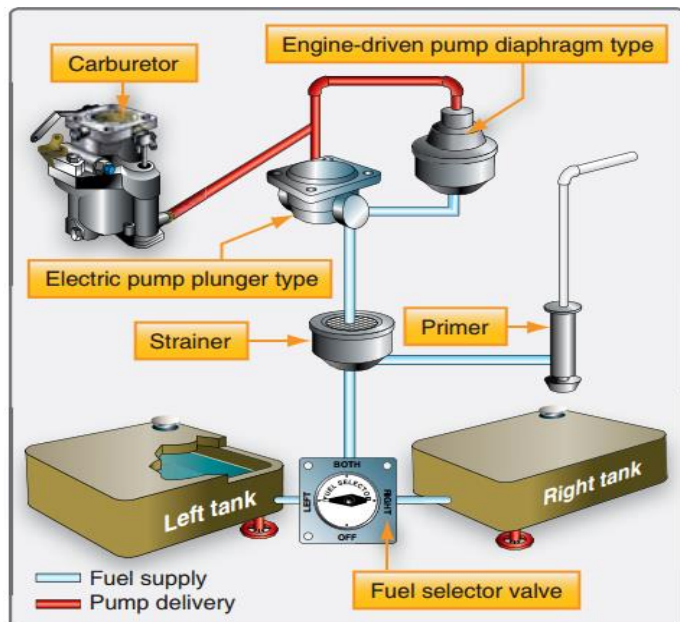


Figura 2 – Sistema de Alimentação por Bomba de Combustível (3)

A bomba elétrica é também importante durante o arranque, uma vez que a mecânica ainda não se encontra em funcionamento, garantindo assim que é fornecida a pressão de combustível adequada.

### Sistemas de Alimentação por injeção

Este tipo de sistema de combustível é apenas utilizado em aeronaves de maior performance cujos motores são de injeção, e não de carburador.

Este tipo de sistema de combustível recorre igualmente a bombas de combustível que estão ligadas a uma unidade de controlo de injeção e posteriormente a uma unidade de distribuição. (3)

Em virtude dos motores de combustão interna operados pelo CIAFA utilizarem todos carburador, este tipo de sistema de combustível não será mais aprofundado por não se considerar relevante para o desenvolvimento da dissertação.

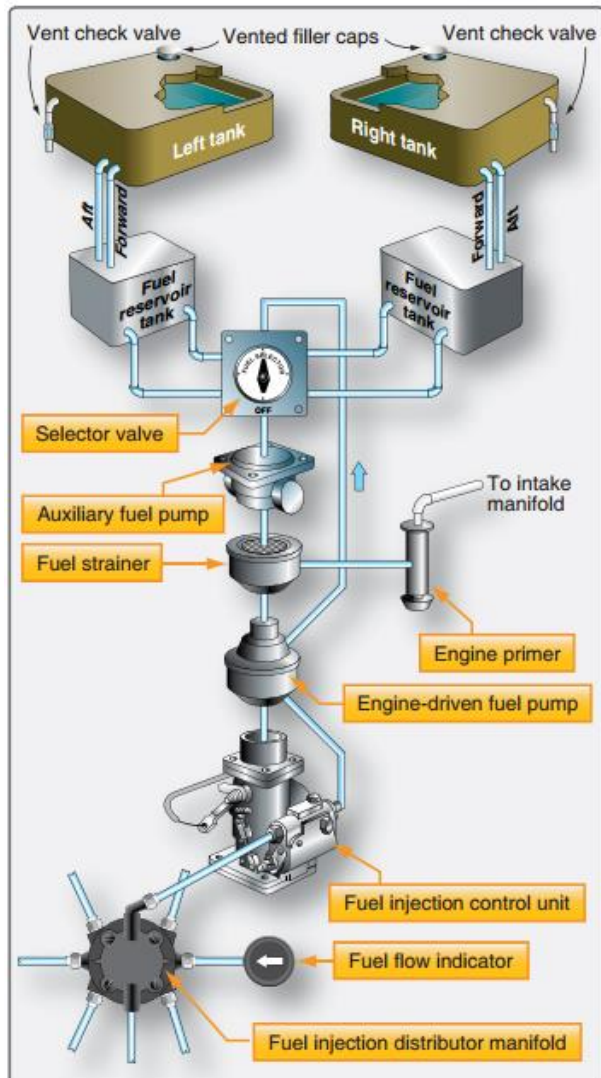


Figura 3 – Sistema de Alimentação por Injeção (3)

### **2.1.3 – Tanques de combustível**

Existem três principais tipos de tanques: tanques rígidos (removíveis), tipo *bladder* (bexiga) e integrais (fixos). Os tanques de combustível são fabricados a partir de um material que não corroe facilmente (3). Durante a fase de *design* (3) são estudados locais próprios para fazer a ventilação, assim como uma área no fundo do tanque onde é feito o depósito de contaminantes, tais como impurezas e água, onde coexiste uma válvula para fazer a drenagem dos contaminantes.

### Tanques rígidos (removíveis)

Mais comum em aeronaves ligeiras (4) e também nas mais antigas (3), este tipo de tanques de combustível podem ser construídos a partir de vários materiais que posteriormente são soldados ou rebitados (3), e podem, ou não, incluir divisórias (*baffles*), assim como outras características acima mencionadas. Por norma o material utilizado são ligas de alumínio 3003 ou 5052 ou aço inoxidável (3).

Independentemente do tipo de construção utilizada, este tipo de tanque é sempre fabricado de modo a adaptar-se à estrutura da aeronave e fixado de modo a ficar imóvel durante o voo. Por norma são colocados nas asas, por vezes no bordo de ataque (3) ou nas *wing tips* (4), podendo ainda ser colocado na fuselagem (3). Este tipo de tanques não influencia a integridade estrutural da aeronave (3) dado que podem ser removidos.

Deve-se ter em conta, que devido à rápida evolução dos materiais sintéticos, atualmente já existe tecnologia que permite a construção de tanques de combustível fabricados a partir de materiais compósitos (3) e (4).



Figura 4 – Tanque de Combustível Rígido (3)

Por vezes também podem ser utilizados apenas em voos ferry no interior das aeronaves como *kits* especiais para proporcionar capacidade de armazenamento extra para combustível (5).

### Tanques de combustível Flexíveis

Este tipo de tanques de combustível são fabricados a partir de um material flexível. Estes podem ser utilizados ao invés de um tanque rígido. Um tanque do tipo *bladder* (bexiga) não necessita de uma grande abertura na fuselagem da aeronave e pode conter muitas das características do tanque rígido. Estes podem ser colocados nos respetivos locais através de um pequeno orifício, tal

como uma janela de inspeção, e posteriormente desenrolado (3). Desta forma, não é necessário ajustar a estrutura da aeronave ao tanque de combustível. À semelhança do tanque rígido, também este tipo de tanques tem de ser devidamente fixado à estrutura da aeronave (4). É particularmente importante que a base do tanque fique completamente esticada, de modo a evitar o depósito de impurezas noutros locais que não o poço coletor, também denominado de *sump* (3).



**Figura 5 – Tanques de Combustível Flexíveis (27)**

Estes tanques são bastante versáteis, dado que podem ser utilizados numa vasta gama de aeronaves e têm uma longa vida útil (3), uma vez que apenas têm costuras nos locais onde estão instalados componentes. Furos ou rasgos podem ser facilmente remendados de acordo com as especificações do fabricante. Alguns tanques podem até ter capacidades auto-selantes (4) e (2) o que os torna também bastante populares em aviões militares (4).

### Tanques de combustível Integrais

Este é talvez o tipo de tanque de combustível mais utilizado, uma vez que é o predominante nas aeronaves de alta performance e de transporte (3). Fazendo parte integral das asas ou da fuselagem das aeronaves, são criados vazios isolados capazes de albergar combustível. Desta forma evita-se peso extra e maximiza-se a utilização do volume disponível (3) e (4). Tendo em conta que estes tanques de combustível são parte integrante das aeronaves e não podem ser removidos são assim chamados de Tanques Integrais.

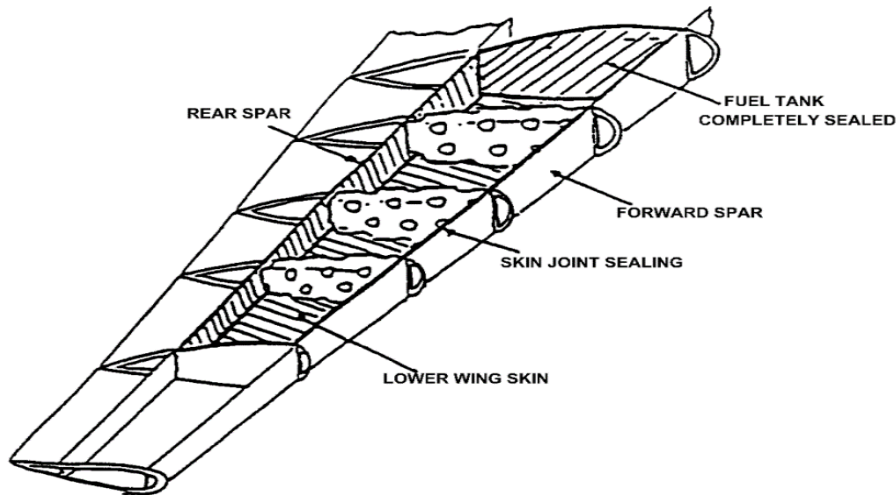


Figura 6 – Tanque de Combustível Integral (30)

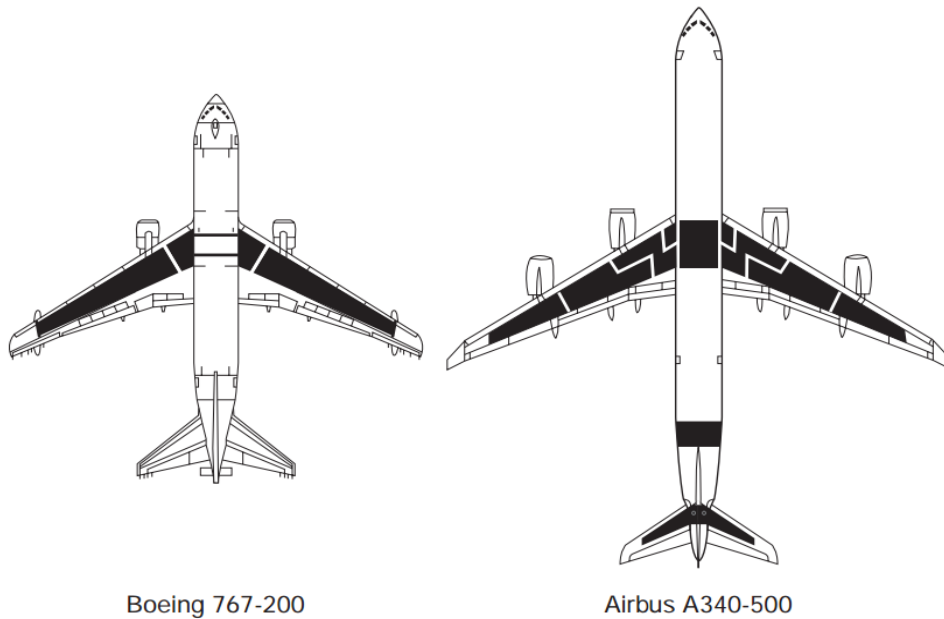
Aeronaves que têm este tipo de tanques diz-se que têm asa molhada, enquanto que os tipos mencionados anteriormente são de asa seca.

Para efeitos de gestão de combustível a estrutura da asa ou da fuselagem pode ser dividida em vários tanques distintos (3).

Os tanques integrais têm de ter janelas de inspeção, quer para reparações, quer para monitorização de outros componentes do sistema de combustível (3). O tipo de aeronaves que utiliza este tipo de tanques de combustível tem, por norma, um sistema de combustível mais sofisticado que inclui bombas de combustível, não só para aumentar a pressão nas linhas de combustível, mas também outro tipo de bombas para deslocar o combustível em voo (3), evitando-se assim problemas de *inbalance*, uma vez que podem ser corrigidos no momento.

#### 2.1.4 – Efeitos da localização do combustível


A localização dos tanques de combustível deve ser sempre pré planeada na fase de design da aeronave (6). Nunca se devem instalar tanques de combustível após a separação da *firewall* do motor e no lado oposto deve sempre existir no mínimo uma distância de segurança de meia polegada, sendo que nas aeronaves tripuladas, os tanques devem estar isolados dos compartimentos habitados (3).

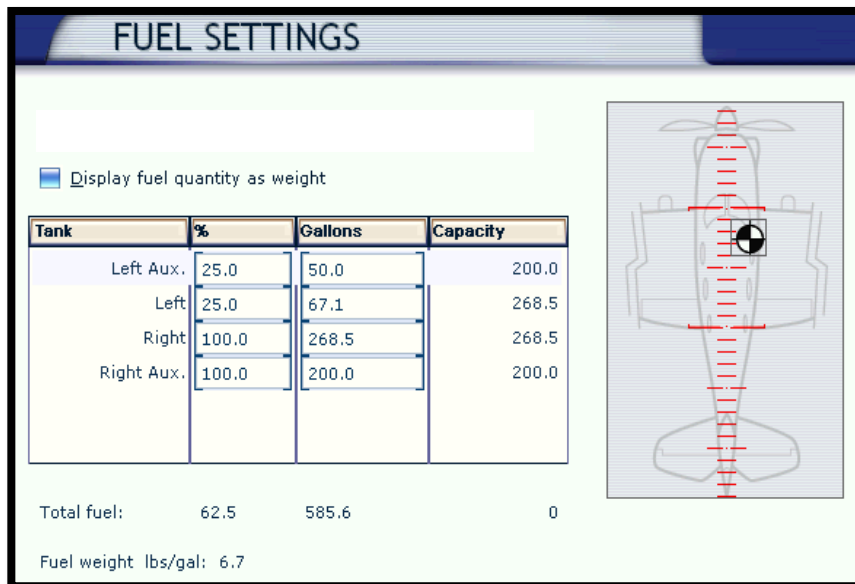


Boeing 767-200

Airbus A340-500

**Figura 8 – Exemplo da localização dos tanques de combustível em aeronaves comerciais (6)**

A influência da localização do combustível nas aeronaves é também um fator bastante importante uma vez que influencia diretamente a localização do Centro de Gravidade (CG) da aeronave (6). Na imagem abaixo o CG é representado por .



**Figura 7 – Exemplo da influência do CG**

Como pode afetar a localização do CG, a distribuição do combustível é relevante para a estabilidade da aeronave, equilíbrio e manobrabilidade.

A localização do CG pode ter influência no equilíbrio de forças da aeronave influenciando parâmetros do compensador ou do leme associado a esse compensador (em algumas aeronaves pode variar também a incidência do estabilizador horizontal) necessários ao voo de nível, o que poderá afetar o alcance e autonomia da aeronave devido à resistência criada por uma possível deflexão do mesmo. É também por isso que grande aeronaves comerciais têm tanques de combustível localizados ao longo da aeronave para poder efetuar esta correção sem ser necessário adicionar lastro (peso extra), podendo fazer uso útil do peso do combustível para tais compensações, tornando a aeronave mais eficiente.

A estabilidade em voo também pode ser posta em causa pela deslocação do combustível em voo, isto é, movimento do combustível dentro dos tanques (no caso de tanques extensos) e entre tanques (por via de linhas de combustível/ventilação), durante manobras.

### 2.1.5 – Distribuição de combustível

A maior parte dos tanques de combustível tem *baffles* no seu interior para diminuir a velocidade com que o combustível se desloca dentro dos tanques durante as manobras da aeronave, uma vez que a própria natureza das asas (desenvolvimento horizontal) dá aso a que o combustível chocalhe e seja sacudido violentamente dentro dos tanques (3).

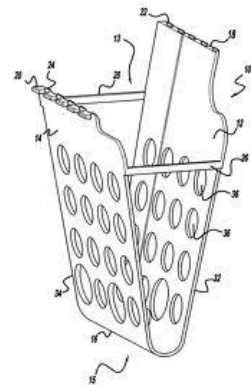


Figura 9 – Exemplo de *baffle* (29)

Normalmente as nervuras e estruturas do tipo *box beam* também atuam como *baffles* naturais, não dispensando outras colocadas especificamente para o efeito.

Também é bastante comum a utilização de *check valves* (6).





Figura 10 – Nervuras (estrutura da asa) (28)

Este tipo de válvulas permite que o combustível se desloque apenas num sentido, impedindo o retrocesso do combustível para um ponto onde não é feita a sua captação. Por norma os pontos de recolha de combustível estão mais próximos da raiz das asas. Desta forma é possível concluir que as *check valves* permitem a passagem do combustível no sentido da ponta da asa para a raiz.

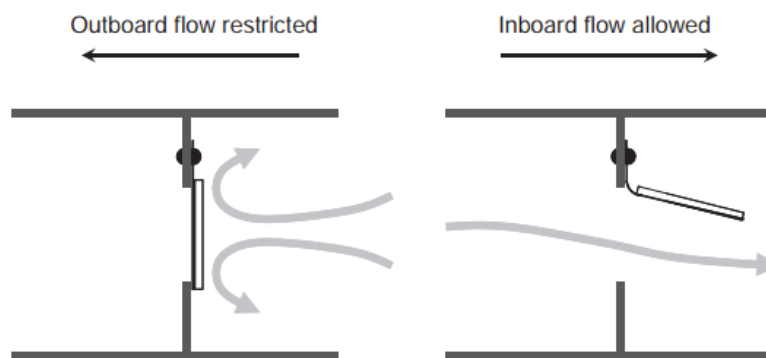


Figura 11 – Funcionamento de uma *check valve* (6)

Deste modo, juntando todos estes métodos e também dividindo a asa em vários compartimentos é possível controlar a maneira como o combustível se distribui ao longo da asa durante as manobras em voo, como é possível observar na Figura 12 (6).

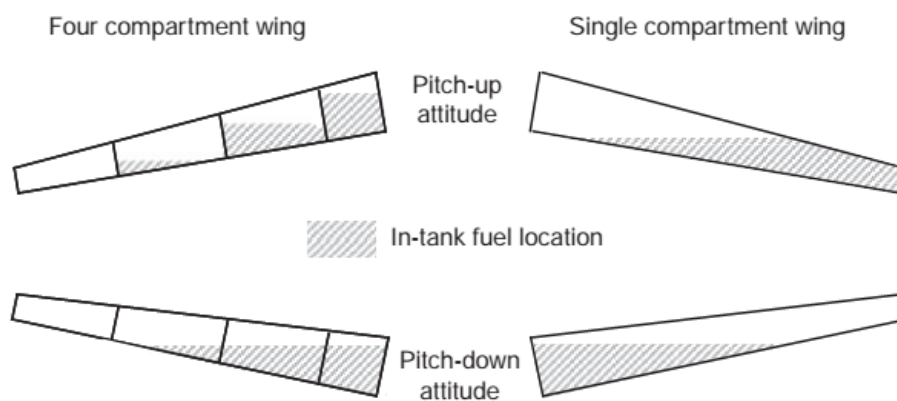


Figura 12 – Exemplo da distribuição do combustível em subidas e descidas, com e sem compartimentos (6)

### 2.1.6 – Combustível não utilizável

Quanto ao combustível não utilizável, ou em inglês, *unusable fuel*, é normal que num tanque de combustível exista sempre uma pequena porção de combustível que não é utilizada pelas mais variadas razões. Esta quantidade deve ser sempre definida para cada tanque, e em conjunto, a soma dos respetivos pesos deverão ser tidos em conta durante a fase de cálculos de *weight and balance* nas verificações que antecedem a descolagem.

## 2.2 – Interação entre combustíveis e compósitos

### 2.2.1 – Constituição dos Combustíveis

Os combustíveis são constituídos por uma mistura de hidrocarbonetos de cadeias saturadas e insaturadas. As gasolinas são constituídas por misturas de hidrocarbonetos variando de quatro a doze átomos de carbono e com pontos de ebulição entre 30°C e 225°C. Os hidrocarbonetos pertencem às séries parafínica, olefínica, nafténica e aromática. Dos seus constituintes podem ser destacados os constituintes oxigenados dos quais fazem parte o Metanol, Etanol, Álcool isopropílico, Álcool terbutílico, Álcool isobutílico e ainda por Éteres com 5 ou mais átomos de Carbono por molécula e outros compostos oxigenados (7).

As suas percentagens na constituição da gasolina estão devidamente reguladas em Portugal pelo Decreto-Lei n.º 142/2010 de 31 de dezembro que

transpõe a Diretiva n.º 2009/30/CE, do Parlamento Europeu e do Conselho, de 23 de Abril.

No que diz respeito a impurezas e aditivos, existem igualmente restrições.

No âmbito desta Dissertação é importante definir desde já um conceito importante que será necessário analisar posteriormente, as gomas.

“Denomina-se “goma” uma resina adesiva insolúvel, não-volátil, que é depositada dentro de um sistema combustível de um motor. A goma em si, devido à sua baixa volatilidade e sua natureza "tipo verniz" parece ser formada primariamente de peróxidos polimerizados gerados de olefinas e hidrocarbonetos ativos, principalmente as diolefinas conjugadas. A goma é uma substância que normalmente se encontra dissolvida no combustível, mas quando o combustível é totalmente evaporado, esta permanece como uma resina aderente e insolúvel. A evaporação dentro do motor acontece diversas vezes e isto provoca um grande acúmulo da goma, que pode vir a causar problemas nos motores” (8).

Ou seja, as moléculas das olefinas instáveis sob a ação do ar e do calor ou outros agentes oxidantes, tais como metais de transição podem desencadear reações de oxidação e polimerização que conduzem à formação de gomas que têm um aspeto de material resinoso constituído por moléculas de grandes cadeias carbonosas sendo solúveis no início da sua formação, mas que gradualmente se vão convertendo numa espécie de verniz (9).

Ainda de acordo com o Decreto-Lei n.º 142/2010 de 31 de dezembro, o teor máximo de Gomas existentes (lavadas com solvente) nas gasolinas é de 5 mg/100ml.

A determinação do teor das Gomas presentes numa gasolina é efetuada pelo Método de Ensaio EN ISO 6246, equivalente ao ASTM D 381, cujo processo consiste na evaporação da gasolina sob condições controladas de temperatura e circulação de ar ou de vapor.

No fim do ensaio o resíduo é pesado. Este resíduo bruto é designado por “goma não lavada”. Posteriormente este resíduo é lavado com heptano normal de forma a eliminar qualquer produto não volátil como determinados aditivos. Este último resultado é designado por “goma lavada”. Em ambos os casos o resultado das pesagens é expresso em mg/100 ml (9).

Já os aditivos, tal como o nome indica são substâncias que são adicionadas ao combustível com determinado objetivo. Dentro dos aditivos podemos encontrar diversas funções, nomeadamente lubrificantes (óleos), agentes anticorrosivos, detergentes (que mantêm os locais em contacto com o combustível limpos), corantes (para diferenciar os tipos de combustível, ou para efeitos de fiscalização, como no caso do gasóleo agrícola), ou outros com objetivos mais específicos como proporcionar o aumento de octanas ou aumentar o teor de oxigénio. É importante referir que todos estes compostos têm alguma base química que pode, ou não, reagir com os materiais utilizados no sistema de combustível.

### **2.2.2 – Constituição dos materiais compósitos**

Os materiais compósitos são sempre constituídos por dois ou mais constituintes que juntos adquirem propriedades estruturais bastante específicas. Estas propriedades podem ainda variar dependendo do modo como os compósitos são fabricados, mesmo utilizando os mesmos materiais, daí o seu processo de fabricação ser bastante importante.

Um exemplo de compósito que é bastante conhecido é o betão. Este compósito resulta da junção em proporções bem definidas de água e cimento, juntamente com areia e também pedras de menor dimensão. Por vezes é utilizado também juntamente com uma estrutura em ferro, passando a denominar-se por betão armado (10).

Para constituir um material compósito têm de se utilizar duas fases distintas, isto é, um material que sirva de base e que será a parte mais visível do componente, e um outro que irá ligar e transmitir os esforços mecânicos ao componente, criando assim dois conceitos: Materiais tipo Reforço e Materiais tipo Matriz, respetivamente (10).

### Materiais Reforço:

Os materiais reforço mais conhecidos passam pelo abrangente mundo das fibras, onde se incluem as fibras de carbono, fibras de vidro, fibras de aramida e outras fibras como as de polietileno, entre outros.

### Materiais Matriz:

Os materiais matriz são onde se enquadram as resinas Epóxi, de *Vinil Ester*, *Cyanete Esters* e *Polyesters*, entre outros.

Num interface matriz / reforço é necessário que a resina se infiltre e conseqüentemente cure com determinadas condições de humidade e temperatura. Todo este processo requer que as fibras fiquem bem ensopadas na resina (11).

### **2.2.3 – Reações químicas**

De acordo com as informações providenciadas por vários fabricantes de resinas era esperado que as resinas ou os materiais compósitos por elas constituídos não fossem atacados ou de alguma forma afetados pelos combustíveis ou pelos seus aditivos quando expostos aos mesmos (12).

A questão da interação entre materiais matriz orgânicos e fluidos tem sido bastante controversa, uma vez que é bem sabido que as resinas absorvem humidade quando expostas a ambientes com altos níveis da mesma. Esta absorção acaba por fazer com que a resina deixe de ser totalmente dura e passe para um estado mais semelhante a borracha, e conseqüentemente incha. A este fenómeno dá-se o nome de plastificação (13).

A Força Aérea Australiana conduziu estudos no sentido de investigar possíveis reações químicas decorrentes do contacto de materiais compósitos com combustíveis em 2005 (12) que levam a crer que as informações provenientes dos fabricantes possam não ser totalmente verdadeiras, uma vez que as suas experiências indicam que poderá haver deterioração destas resinas cuja base seja a resina Epóxi. Esta situação específica foi desencadeada devido a problemas com a aeronave F-111, onde se verificou que materiais que tinham

sido expostos ao combustível ao longo de vários anos estavam a degradar-se a um ritmo superior.

A partir de pesquisas da *Maritime Platforms Division*, um ramo para a investigação e desenvolvimento do Departamento da Defesa australiano, verificou-se que o DGME, ou seja, Dietileno Glicol Monometil Éter, um solvente e também utilizado como aditivo inibidor da formação de gelo para os sistemas de combustível, também tinha efeitos na corrosão, selantes e primários, uma vez que este químico criava bolhas em pinturas à base de Epóxi e consequente destruição das suas propriedades mecânicas enquanto material matriz (12).

Destas pesquisas surgiram resultados que apontavam vários químicos utilizados como aditivos tais como o DGME (anticongelante), meta-xileno (componente aromático), DCI-4A (lubrificante) e hidroperóxido de cumeno (peróxido) como sendo os mais reativos (12). Estes constituintes faziam parte efetiva do combustível F-34 (também conhecido como JP-8) enquanto constituintes e aditivos. Seguiram-se várias pesquisas diretamente relacionadas com os materiais compósitos e combustíveis utilizados. Vide Anexo A para consulta da tabela-sumário deste estudo referido em (12).

Os fluidos no seu ambiente de operação normal podem afetar tanto os materiais matriz como o material reforço, reduzindo assim as propriedades do compósito no seu todo (11).

Num outro estudo realizado por parte da NASA e da Boeing (11) avaliaram-se através de ensaios ASTM D3518, D3039 e D2344 vários espécimes em compósito que foram expostos durante 14 dias (336 horas) a água, JP-4, fluido hidráulico, óleo de turbina, metil-etil-cetona e fluido inibidor da formação de gelo, cujos testes demonstram uma variação normal. Foram ainda expostos a Diclorometano (normalmente utilizado como decapante ou como agente desengordurante). Com este último verificou-se uma deterioração bastante significativa, uma vez que esses provetes apenas comportaram entre 50% a 60% da tensão de corte ( $\tau$ ) dos provetes de controlo.

Para além do Diclorometano, também a água a uma temperatura de 82°C provocou perdas na resistência dos materiais na ordem dos 10% a 25% da tensão de corte ( $\tau$ ). Com o combustível JP-4 e com o fluido hidráulico houveram perdas de 19% e 16%, respetivamente. É importante referir que nem todos os provetes se comportaram da mesma maneira, uma vez que foram testados vários materiais, pelo que para uma consulta mais detalhada é recomendável consultar o documento original citado em (11).

Num outro estudo feito pela Força Aérea dos Estados Unidos da América em 1989 e publicado em 1990, foram realizados testes semelhantes aos já mencionados utilizando vários tipos de Epóxi como material matriz. Em particular, este estudo incidiu apenas na exposição a JP-4. Entre outros, foram realizados ensaios de flexão, os quais mostraram que os provetes que foram expostos ao combustível resistiram menos do que os provetes padrão. Os resultados deste estudo apontam como causas prováveis para o decréscimo das propriedades mecânicas dos materiais como a plastificação, que fez com que as propriedades do material matriz perdesse resistência, a degradação do interface fibra/matriz, decorrente da absorção de solvente ou até mesmo aumento da sensibilidade das fissuras por absorção de solvente (13).

Apesar do combustível JP-4 não ser um solvente, pode ser considerado como tal se forem considerados todos os seus constituintes, tal como referido no subcapítulo 2.2.1 onde é expressa a constituição dos combustíveis.

Estes ensaios foram realizados a duas temperaturas distintas, não tendo ocorrido variação nos resultados, concluindo assim que a temperatura do fluido não como atuou como fator preponderante para a degradação de propriedades.

#### **2.2.4 – Materiais quimicamente estáveis**

Quando se escolhem os componentes para criar um determinado material compósito para determinado fim há que ter em conta vários fatores, entre os quais o nível de solicitação de forças que o material vai sofrer, o método de fabrico, e as condições ambientais a que este vai ser sujeito.

Ao nível da aeronáutica os principais pontos a ter em conta variam um pouco, de acordo com o local onde a peça irá ser utilizada. Isto é, o nível de forças a atuarem em determinado componente não será o mesmo se este for uma estrutura crítica como uma longarina<sup>1</sup> ou se for desenhada apenas com o propósito de servir como uma porta do trem de aterragem. Do mesmo modo, se a peça a ser fabricada ficar em contacto com solventes ou outros fluidos, como é o caso do combustível, será necessário verificar previamente que os materiais são compatíveis. Isto é, se são resistentes e se não se vão degradar ao longo do tempo.

No que diz respeito diretamente à compatibilidade química entre produtos, existem alguns que os fabricantes apontam como aptos para «utilização contínua», e outros apenas como «resistentes», porém, tal como referido no primeiro parágrafo do subcapítulo anterior nem sempre o que é «garantido» acaba por ser verdade, no entanto, é sempre um ponto de partida.

De acordo com a “AOC: World Leader in Resin Technology”, o seu produto Vipel®, uma Resina de Poliéster, cumpre com os requisitos UL 1316 e UL 1746 parte II e parte III, relativos a tanques de combustível para armazenamento subterrâneo, e referem ainda que ao nível de resistência à corrosão, o seu produto proporciona uma “resistência à corrosão excelente quando em contacto com ácidos orgânicos e não orgânicos”. Relativamente à resistência a solventes referem ser “comprovada” para diversos combustíveis, incluindo gasolina e querosene. A resina Vipel F764 foi desenvolvida para corresponder com os requisitos de tanques de combustível que armazenam combustíveis oxigenados (14).

Entre outros também se destacou o produto EP41S-1, uma resina epóxi da empresa Master Bond que também foi testado com diversos químicos entre os quais a gasolina e provou ser resistente durante aproximadamente um ano, não tendo sido observadas quaisquer falhas. O teste foi descontinuado a partir dos 360 dias de exposição (15).

---

<sup>1</sup> A longarina é a peça estrutural mais crítica da asa de uma aeronave. A longarina é responsável por transmitir à fuselagem da aeronave praticamente todas as forças geradas em voo.



O Grupo Internacional Haas também oferece uma gama de produtos selantes de tanques de combustível da série “PRC-DeSoto Fuel Tank Sealants” cujos materiais são publicitados como mantendo boas propriedades elastoméricas.

As resinas do tipo Vinyl Ester também proporcionam uma resistência ambiental boa, considerando-se até um pouco melhor que as resinas de poliéster (10).

As resinas fenólicas, apesar de não possuírem grandes características como aglutinantes têm excelentes propriedades para dissipação de descargas de eletricidade estática e uma boa resistência química (10).



## **3 – Caracterização do Sistema de Combustível**

### **3.1 – Arquitetura do Sistema de Combustível**

A avaliação da arquitetura do sistema de combustível teve por base uma análise macroscópica do sistema em si, com foco em todos os seus constituintes. As informações que dizem respeito ao interior das asas advêm de testemunhos de pessoal afeto ao núcleo de produção do CIAFA.

#### **3.1.1 – Macro componentes do Sistema de Combustível**

O Sistema de Combustível do UAV ANTEX-X02 (N/C 17512) é constituído por:

1 Tanque de combustível<sup>2</sup> constituído por:

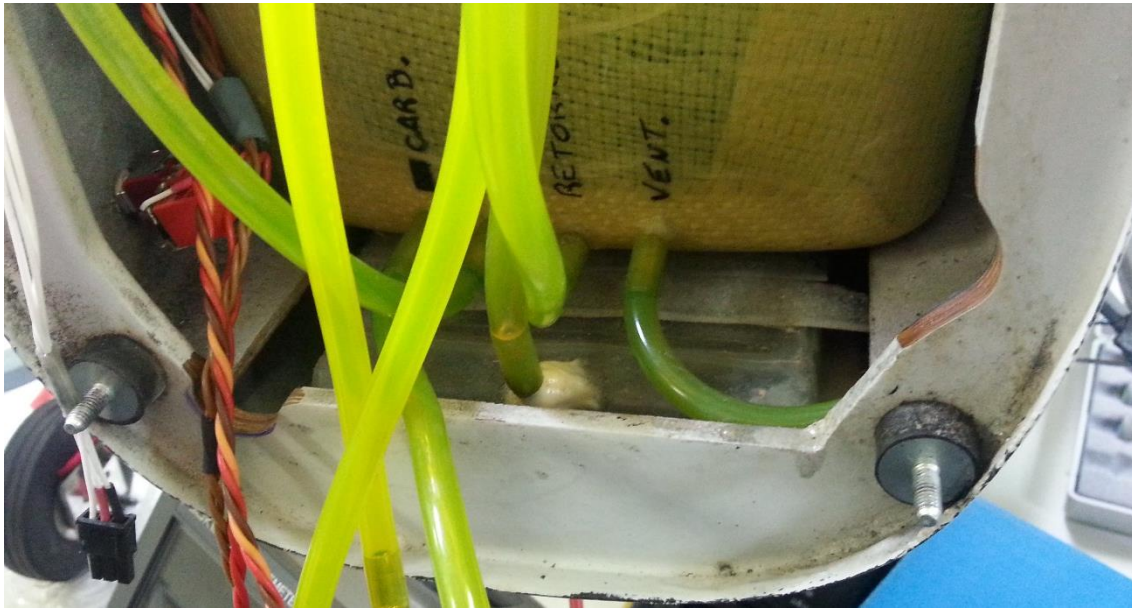
- 1 depósito de combustível central (dim. 155x260x180 mm):
  - Capacidade teórica: 7L;
  - Material: Aramida + fibra de vidro + resina Epóxi<sup>3</sup>.
- 2 depósitos de combustível localizados um em cada asa:
  - Capacidade teórica de cada asa: 2,5L;
  - Material do revestimento: carbono + fibra de vidro + resina Epóxi<sup>3</sup>.
- 1 «depósito de compensação», vide Figura 13:
  - Local de convergência das linhas de ventilação dos depósitos das asas;
  - Ventila para o exterior;
  - Material: fibra de vidro + resina Epóxi<sup>3</sup>.
- Linhas de combustível<sup>4</sup>:
  - Material: Tygon® (diam. interior 3mm) e alumínio (diam. interior 1,5mm).
- Linhas de ventilação:
  - Material: Tygon® (diam. interior 3mm) e alumínio (diam. interior 1,5mm).

---

<sup>2</sup> De acordo com (26) “Tanques com saídas e espaços de ventilação interconectados podem ser considerados como um tanque (...)”;

<sup>3</sup> Fabricante R&G Faserverbundwerkstoffe GmbH: Resina Epóxi L 385 + Endurecedor EPH 385;

<sup>4</sup> Inclui comunicações entre os compartimentos dos depósitos de combustível das asas.



**Figura 13 – Localização do «depósito de compensação»**

NOTA: caso se verifique necessário pode ser utilizada uma bomba de combustível que atua através da vibração do motor, estando o tanque de combustível adaptado para tal

No Anexo B pode ser encontrado um diagrama simplificado da localização e distribuições dos depósitos.

### **3.1.2 – Micro componentes do Sistema de Combustível**

No interior do depósito central existe um filtro de combustível que permite a sua utilização na totalidade sem que seja introduzido ar nas linhas de combustível. Este filtro está localizado na saída de combustível que segue para alimentar o carburador (ou bomba de combustível).



**Figura 14 – Filtro de combustível em feltro**

Apesar deste tipo de filtros também ser bastante utilizado no aeromodelismo deve ter-se alguma atenção uma vez que este restringe de forma significativa o fluxo de combustível, podendo por isso afetar a mistura.

Em casos extremos, caso a mistura empobreça demasiado e atinja as proporções estequiométricas pode provocar a detonação do combustível. Este fenómeno torna-se problemático porque, apesar de eficiente, faz com que altas temperaturas resultem do ciclo de otto, o que leva a um aumento das temperaturas do motor e conseqüentemente à perda de potência e danos estruturais (16).

Vários utilizadores deste tipo de filtros reportaram que após algum tempo de utilização o filtro parece inchar e acaba por restringir ainda mais o fluxo de combustível, sendo até comumente aceite que estes filtros sejam trocados com alguma periodicidade. Outros utilizadores reportaram igualmente em fóruns da especialidade na internet que por vezes é formada uma espécie de substância gelatinosa (descrita como sendo “*gummy*” (17) em inglês) no filtro e que bloqueia o fluxo de combustível. É ainda importante referir que a grande maioria dos utilizadores utiliza também tanques de combustível fabricados a partir de materiais compósitos.

### **3.1.3 – Desenvolvimento de modelo em software SolidWorks**

Tal como referido anteriormente, existe uma lacuna ao nível da documentação referente ao sistema de combustível que foi implementado nesta aeronave.

Para solucionar este problema foi desenvolvido um modelo a 3 Dimensões em *software* de desenho assistido por computador. Pelas suas valências e disponibilidade por parte desta Academia, o *software* escolhido foi o SolidWorks da Dassault Systems.

Como base de trabalho foi utilizado o modelo da plataforma Alfa-Extended, inicialmente desenvolvido pelo CIAFA. Este modelo foi posteriormente trabalhado, de modo a tornar visíveis determinados aspetos do sistema de combustível que de outra forma não poderiam ser vistos.

O produto final representa o sistema de combustível na sua totalidade e as várias linhas de combustível estão identificadas, tal como pode ser observado nas figuras seguintes.

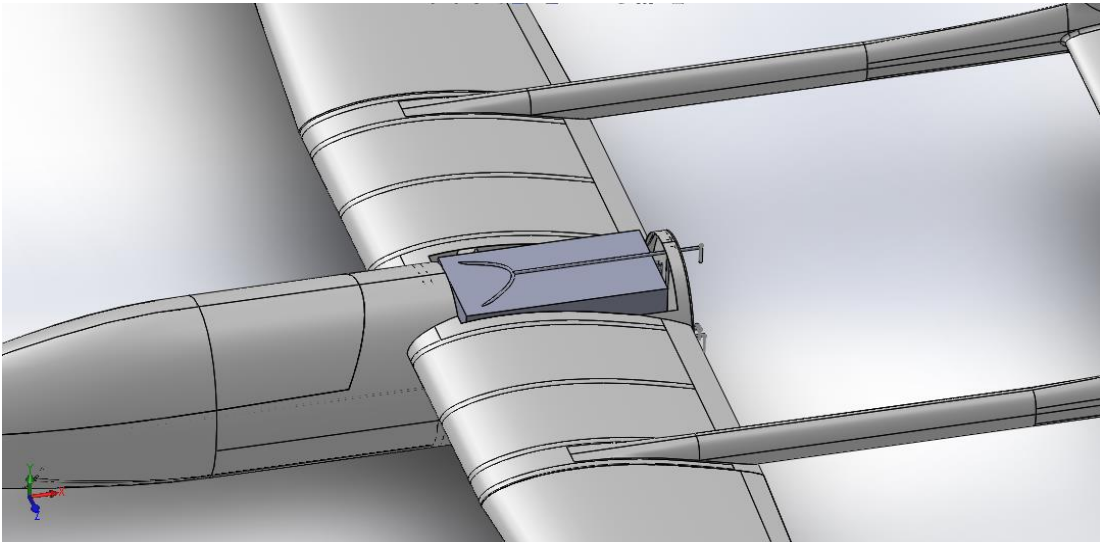


Figura 15 – Aspetto final do modelo em 3D com Sistema de Combustível totalmente integrado.

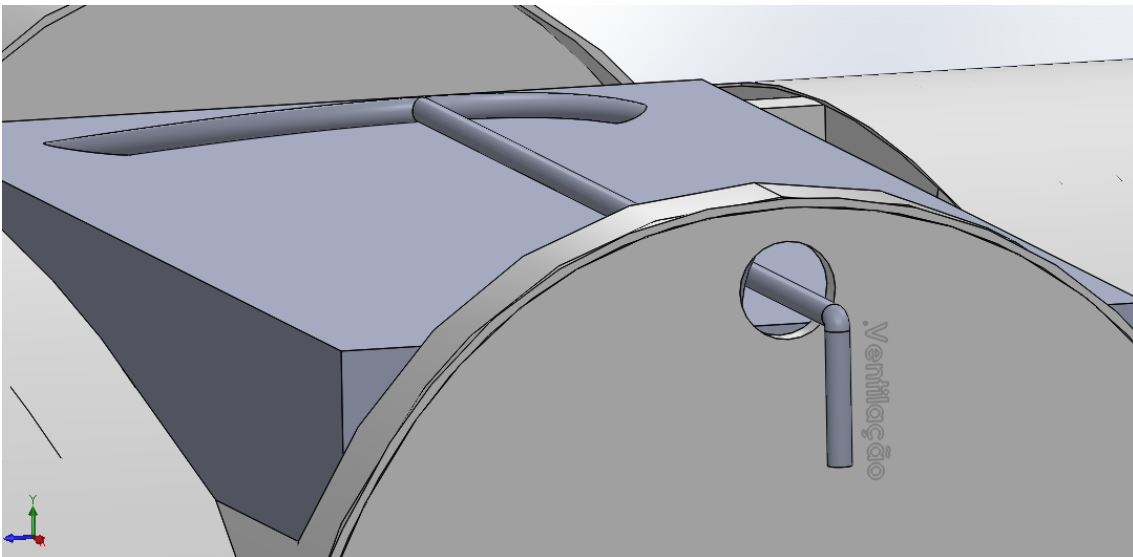


Figura 16 – Detalhe da ventilação do depósito central

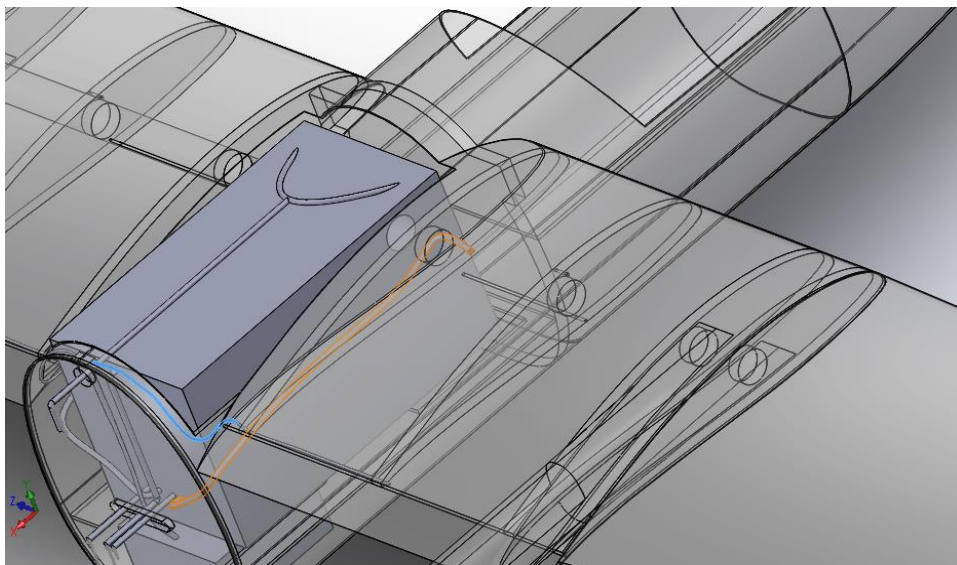
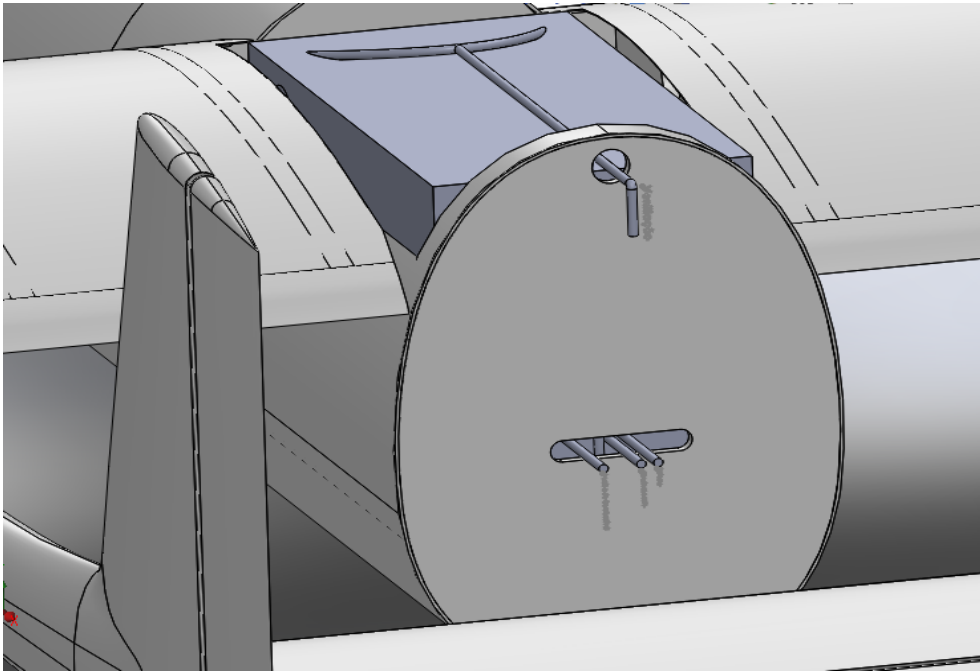
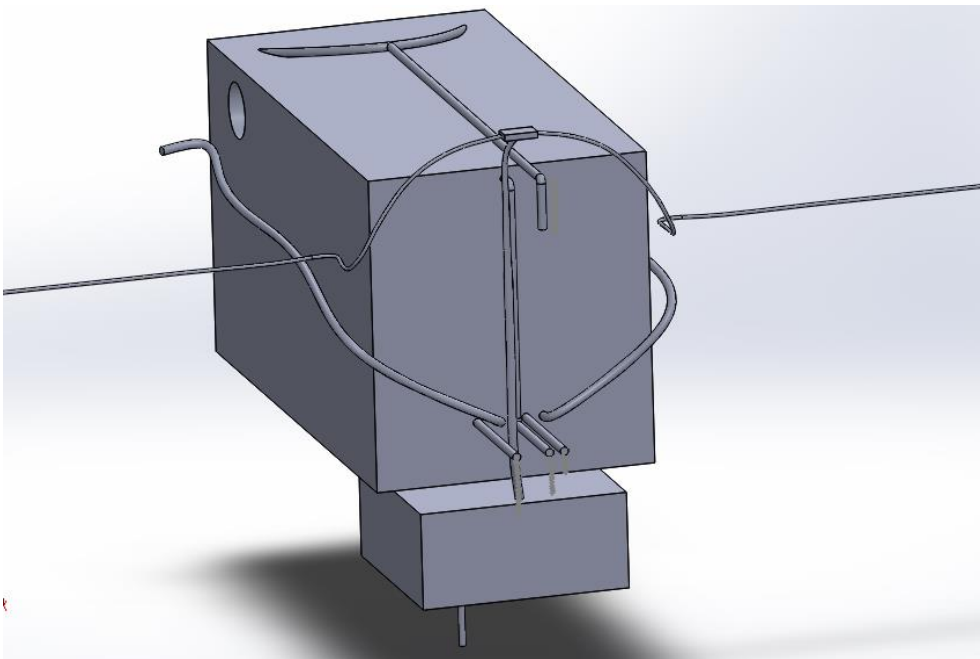


Figura 17 – Detalhe: linha de combustível (laranja) em Tygon® e tubo de respiro (azul) em alumínio



**Figura 19 – Vista do local do motor com fuselagem**



**Figura 18 – Vista do local do motor sem fuselagem**

## 3.2 – Funcionamento do Sistema de Combustível

### 3.2.1 – Consumo de combustível

O Sistema de combustível deste UAV em particular é algo complexo, uma vez que dispõe de um tanque de combustível dividido em três depósitos distintos, cuja alimentação é feita única e exclusivamente a partir do depósito central. Por sua vez, este é alimentado pelo combustível contido nas asas, até este ter esgotado.

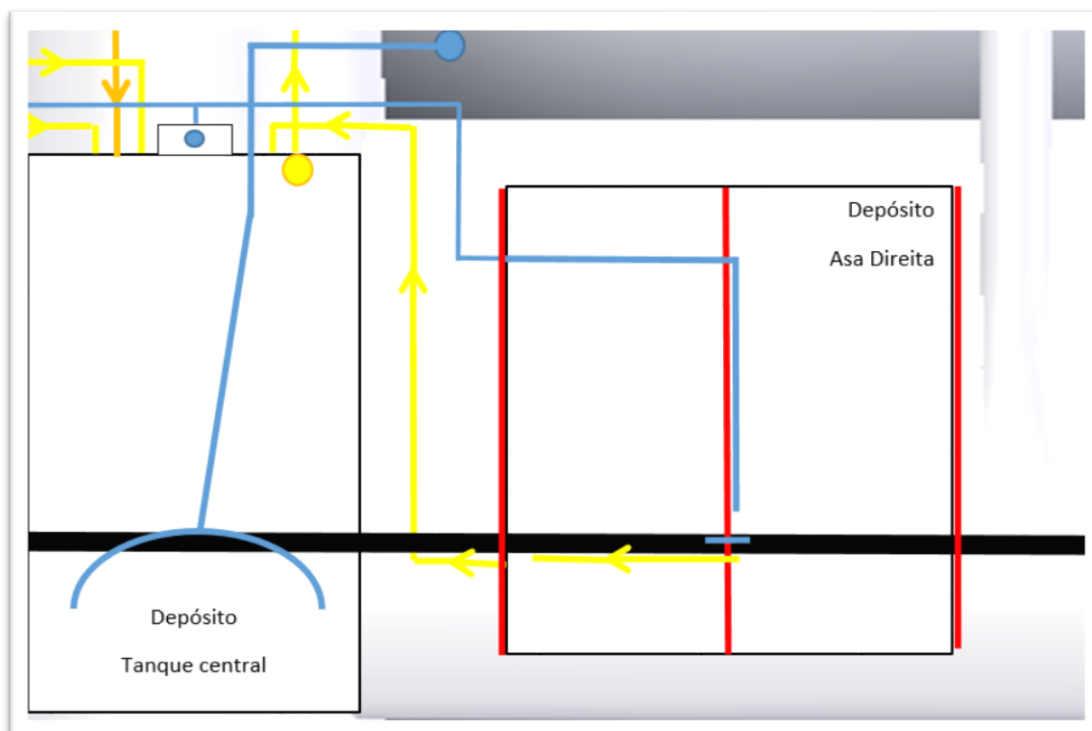


Figura 20 – Ligação das linhas de combustível no depósito central

O design das linhas de combustível no interior das asas que ligam as duas secções divididas pela nervura da asa, são pequenos tubos em alumínio. Dada a pequena dimensão das asas, não foi possível aquando da sua construção integrar no sistema a utilização de *check-valves*. Como tal foi utilizado um método simples, mas eficaz, que permite fazer uma correta utilização de praticamente todo o combustível disponível naqueles depósitos, tanto na secção mais junta à fuselagem (secção interior), como na secção mais afastada (secção exterior).

O método adotado para que tal fosse possível foi ventilar estes depósitos pela secção exterior, fazendo com que esta secção fosse consumida, através da re-alimentação da secção interior, tal como mostra a Figura 21.





**Figura 21 – Detalhe do Anexo C – Esquema do escoamento**

Por outro lado, os tubos não estão colocados simetricamente em relação à nervura que divide o depósito, fazendo com que a secção interna ficasse com um comprimento de tubo superior o que acaba por minimizar o retrocesso do combustível para a outra secção em caso de voo descoordenado. Na secção exterior o tubo de alumínio está estrategicamente colocado o mais baixo (mais próximo do intradorso) e o mais próximo possível da nervura (o mais rente possível) da asa por forma a garantir que o máximo de combustível é consumido. Tal pode ser observado na Figura anterior

A unir os compartimentos divididos pela nervura, existe na parte superior, próximo do extradorso, um tubo que permite fazer a comunicação do ar entre os compartimentos. A importância deste será referida no próximo subcapítulo.

O depósito central tem numa das suas faces, na parte inferior, quatro conexões para linhas de combustível tal como mostra a Figura 22. Estas conexões destinam-se a receber o combustível dos depósitos das asas (identificadas com “VENT.”), a alimentar o carburador, ou caso exista bomba de

combustível (identificada por “CARB.”) e, uma outra, destinada a receber o retorno da bomba de combustível (identificada por “RETORNO”). Esta última pode encontrar-se inutilizada, caso a bomba não esteja a ser utilizada. Ainda na mesma face, ao centro e em cima, existe uma outra conexão (identificada por “ABAST”) por onde é feito o abastecimento do tanque de combustível, tal como pode ser comprovado pela Figura 23.

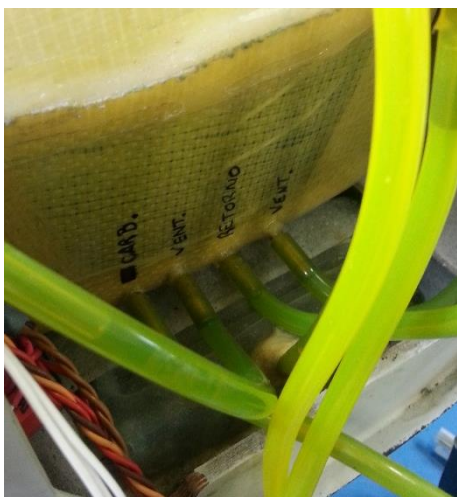


Figura 23 – Detalhe das conexões do depósito central



Figura 23 – Detalhe da conexão para abastecimento de combustível

### 3.2.2 – Abastecimento do depósito

O abastecimento do depósito é feito com gasolina sem chumbo de 98 octanas, também conhecida como gasolina rodoviária “Super Plus”, misturada com óleo de tipos e percentagens variadas dependendo do motor que está a ser utilizado com a configuração da aeronave.

Tendo em conta a complexidade deste sistema de combustível em particular, para o abastecer utiliza-se apenas a conexão do depósito central designada para tal. Durante a fase de enchimento, já estando o depósito central praticamente completo, o mesmo inicia muito lentamente o enchimento dos depósitos das asas através da equalização no nível do combustível.

Estes depósitos, que são divididos por uma nervura da asa, só têm um respiro e uma linha de combustível. Aquando do abastecimento, a secção interior começa a encher-se de combustível e em simultâneo, através de uma conexão em alumínio, o compartimento exterior começa igualmente a ser cheio.

### 3.2.3 – Determinação da quantidade de combustível utilizável

De acordo com o “Livro do Avião”, a plataforma em análise tem capacidade para aproximadamente 10 litros de combustível, no entanto, refere ainda que o combustível útil são apenas 9 litros.

PCII.IM25.00

## DADOS PLATAFORMA

DATA DE FABRICO: 2013

VELOCIDADE DE CRUZEIRO: \_\_\_\_\_

VELOCIDADE DE PERDA: \_\_\_\_\_

PESO MÁXIMO: \_\_\_\_\_

CAPACIDADE DEPÓSITO:  
(apenas motores a combustão): 8,2 kg ≈ 10 Lts

ANOTAÇÕES: \_\_\_\_\_

PESO VARTO 13,5 kg (ACTUM + PIC + PL ENERGIA + D GPS)

PESO COMBUSTÍVEL ÚTIL 7,7 kg → 9 Lts

Figura 24 – Livro do Avião ANTEX X-02 (Alfa-Extended)

Por forma a validar estes dados, foram executados novamente os procedimentos para a determinação do combustível útil, ou seja, a aeronave foi abastecida na sua totalidade e de seguida foi contabilizada a quantidade de combustível que saiu da aeronave sem ser forçado, e numa atitude de voo de nível.

Nestas condições foi possível apurar apenas 8,6 litros de combustível, aferidos com a utilização de *gobelets*, ou seja, aferidos volumetricamente.

O Sistema de Combustível conseguiu debitar sem qualquer auxílio de bomba de combustível 1 litro de combustível em 5 minutos, ou seja, a uma razão de 200 mililitros por minuto ou de 12 litros por hora (dados importantes para efeitos de requisitos de certificação abordados no próximo capítulo).

### **3.3 – Análise do Sistema de Combustível**

Relativamente à arquitetura do sistema em si, sugere-se que passe a existir um melhor interface entre o depósito central e os depósitos das asas. Esta sugestão passaria por fazer o respiro dos depósitos das asas a partir de um ponto de cota superior ao ponto mais alto de todo o tanque de combustível, passando o «depósito de compensação» para cima do depósito central. A ventilação do depósito central passaria a ser feita através do mesmo «depósito de compensação», juntando assim todas as linhas de ventilação.

Quanto ao funcionamento do sistema de combustível há que apontar um problema na fase do abastecimento. Tal como referido, no que toca ao abastecimento total da aeronave, ou seja, com depósitos das asas incluídos, é necessário que a fase final do abastecimento seja feita a baixa velocidade, caso contrário, com o atual sistema de combustível, o depósito central enche totalmente e devido ao atual método de ventilação (com linhas de baixo calibre), o nível de combustível não consegue equalizar (entre depósito central e depósitos das asas) com a velocidade necessária.

Este facto leva a que o processo de abastecimento seja bastante demorado e pode até levar a situações perigosas caso exista derrame de combustível pela ventilação, elevando o risco de incêndio e criando perigo de poluição do meio ambiente. Como tal, sugere-se que este ponto seja melhorado do ponto de vista que o calibre das linhas de ventilação seja aumentado.

## **4 – Aeronavegabilidade**

De acordo com a parte introdutória desta dissertação relativa aos requisitos operacionais, foram consultadas várias publicações de diversas origens de renome internacional por forma a ter uma visão abrangente sobre os requisitos operacionais relacionados com a temática aeronavegabilidade. Destas publicações destacaram-se os documentos AEP-83 da OTAN e “CAAI – *UAV Systems Airworthiness Regulations*”.

No primeiro documento referido podem ser encontrados vários requisitos técnicos definidos com vista a garantir a Aeronavegabilidade dos UAVs com peso máximo à descolagem inferior a 150kg.

Este documento expressa os requisitos mínimos imprescindíveis relacionados com o sistema de combustível com a simples frase: “*The engine must be safely fed by the quantity of fuel required to perform the UA missions it is certified for*”. Terá de ser exemplificado perante a autoridade certificadora de que consegue satisfazer essa condição através de um meio de prova, que neste caso é apontado como a realização da descrição do sistema de combustível e execução de testes ao mesmo. Estas tarefas foram já desenvolvidas nesta dissertação de tese de mestrado nos pontos anteriores. O documento ainda aponta resumidamente vários detalhes que devem existir no sistema de combustível.

Já o segundo documento inicialmente referido, cuja autoria pertence à *Civil Aviation Authority of Israel*, enumera cada ponto referido nos detalhes do anterior documento de uma forma muito mais pormenorizada e exaustiva, sendo que para além dos referidos ainda contém outros pontos novos.

Desta forma, e para que os requisitos sejam adequados às crescentes necessidades da Força Aérea Portuguesa, os documentos referidos foram utilizados em conjunto de forma a garantir requisitos de aeronavegabilidade exigentes e capazes para um futuro igualmente exigente, daí serem feitas algumas sugestões de possíveis melhorias ao sistema de combustível no último capítulo desta dissertação.

## 4.1 – Requisitos para a operação

Os requisitos posteriormente referidos resultam da utilização conjunta dos documentos anteriormente referidos para a definição de requisitos mínimos e recomendados para a operação no que diz respeito unicamente ao sistema de combustível em análise. Estes requisitos poderão ser posteriormente alargados a outro tipo de UAVs cujo peso máximo à descolagem seja inferior a 150kg uma vez que é essa a classe contemplada nos documentos de origem dos requisitos.

### 4.1.1 – Requisitos mínimos

A Tabela 1 refere os requisitos mínimos e imprescindíveis à operação e que devem de existir no sistema de combustível do UAV para que o motor seja abastecido em segurança com a quantidade de combustível adequada às missões a realizar.

Tabela 1– Requisitos mínimos para operação

Requisitos mínimos para operação:
1- O sistema de combustível deve ser capaz de providenciar o fluxo de combustível adequado às necessidades específicas do motor durante todo o envelope operacional da aeronave.
2- A quantidade de combustível não utilizável deve estar definida no Livro do Avião e não deve ser inferior à qual sejam demonstrados sinais de falha do motor.
3- Os tanques de combustível devem ser construídos de forma a estarem protegidos de desgaste e vibrações, bem como suportarem as cargas inerciais dos momentos críticos de voo.
4- O risco de incêndio por acumulação de vapores do combustível deve ser minimizado através de uma ventilação adequada do tanque.

<p>5- O sistema de combustível deve fornecer o combustível ao motor de acordo com as suas especificações, especificamente no que toca a níveis de contaminantes e água.</p>
<p>6- As linhas de combustível devem estar devidamente protegidas de vibrações e de desgaste. Em locais sujeitos a altas temperaturas (por exemplo perto do motor) devem ser resistentes ao fogo ou estarem protegidas com uma cobertura resistente ao fogo.</p>

#### 4.1.2 – Requisitos recomendados

Para uma operação mais segura, e por forma a aumentar os níveis de exigência dos padrões de segurança, foi criada a Tabela 2 onde constam os padrões recomendados para operação. Esta tabela pressupõe uma evolução dos requisitos constantes na tabela anterior.

**Tabela 2 – Requisitos recomendados para operação**

<p>Requisitos recomendados para operação:</p>
<p>1- O Sistema de Combustível deve ser capaz de providenciar um fluxo de combustível 150% do fluxo debitado aquando da descolagem da aeronave.</p>
<p>2- A quantidade de combustível não utilizável deve estar definida no Livro do Avião e não deve ser inferior à qual sejam demonstrados sinais de falha do motor para a atitude mais crítica de acordo com a missão para a qual é certificada.</p>
<p>3- Os tanques de combustível devem ser construídos de forma a que durante as manobras seja impossível, num sistema alimentado por gravidade com tanques de combustível interligados, fluir tamanha quantidade de combustível que provoque a saída de combustível pelos orifícios de ventilação.</p>

<p>4- Cada compartimento do tanque de combustível deve ter um espaço para expansão correspondente a 2% que deve ser ventilado para prevenir a acumulação de vapores inflamáveis. Este espaço pode não existir caso a ventilação seja feita para fora da aeronave.</p> <p>Os espaços entre os tanques / depósitos / compartimentos devem estar ligados entre si.</p>
<p>5- Cada tanque de combustível deve ter um local de drenagem com uma capacidade de 0,25% do total da capacidade. Deve ainda ser eficaz na sua atitude no solo.</p> <p>Na saída do tanque para o motor deve existir um filtro adequado às necessidades do motor.</p>
<p>6- Deve existir uma válvula de corte de combustível passível de ser ativada remotamente pelo operador. Esta válvula deve estar separada do motor pela <i>firewall</i>. A válvula deve ser de ação reversível para que possa ser reaberta remotamente.</p>

## 4.2 – Análise perante os requisitos para a operação

A Tabela 3 resulta da avaliação da aeronave em análise perante os requisitos de Aeronavegabilidade definidos anteriormente.

A Tabela 3 foi classificada de 1 a 5, cujos significados são expressos da seguinte forma:

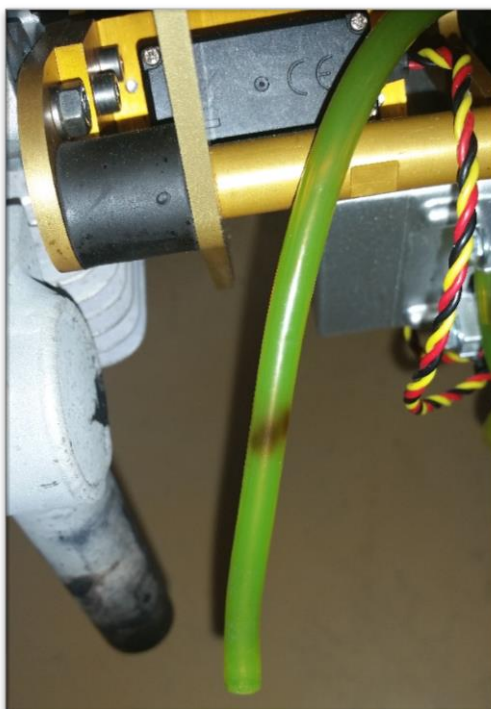
- 1 – Não cumpre os requisitos;
- 2 – Cumpre apenas parte dos requisitos;
- 3 – Cumpre marginalmente todos os requisitos;
- 4 – Cumpre satisfatoriamente todos os requisitos;
- 5 – Cumpre com distinção todos os requisitos.



Tabela 3 – Resultado da avaliação dos requisitos de Aeronavegabilidade

Requisitos: Nº:	Mín.	Recomend.	Observações
1	5	5	-
2	1	1	Os valores averbados no Livro do avião não corresponderam aos verificados experimentalmente.
3	5	5	-
4	4	2	As linhas de ventilação ventilam ambas para o exterior, porém não estão interligadas entre depósito central e os depósitos das asas.
5	4	2	Existe um filtro na saída de combustível para o motor, porém não existe um local de drenagem.
6	1	1	As linhas de combustível em Tygon® não são resistentes ao fogo <sup>5</sup> nem se encontram protegidas por material adequado (vide Figura 25); Não existe válvula de corte na aeronave em análise.

<sup>5</sup> De acordo com dados do fabricante, a temperatura máxima recomendada para operação deste tipo de material são 74°C – Dados da ficha técnica do fabricante FT-Tygon-F4040-A.



**Figura 25 – Linha de combustível localizada nas proximidades do motor**

De acordo com a Tabela anterior a análise que foi feita teve resultados positivos e negativos. Destes, recomenda-se que futuramente seja atualizado o “Livro do Avião” com o último valor apurado para o combustível útil. É importante que se for feita alguma alteração no Sistema de Combustível este tipo de testes sejam repetidos por forma a manter os registos de acordo com as verdadeiras capacidades do mesmo.

No caso do ponto 4 dos requisitos, ao aplicar a alteração já referida relativamente à ventilação, também fica resolvido.

No que diz respeito a um local de drenagem, deve ser pensado um local apropriado para fazer a alteração tendo em conta a atitude da aeronave no solo.

Quanto ao último ponto dos requisitos, a solução passa por revestir as linhas de combustível próximas do motor com material apropriado. No que diz respeito à parte recomendada é sugerido que seja implementada uma válvula de corte de ação remota e que seja passível de ser reaberta remotamente em caso de necessidade. Este projeto é recomendado para trabalhos futuros.

## **5 – Avaliação da interação entre o Material Compósito e Combustível**

Este capítulo contou com duas abordagens distintas. Na primeira, a pergunta que a originou foi «até que ponto é que o material compósito não se está a degradar por estar em contacto com o combustível», enquanto que na segunda abordagem a pergunta de partida foi «até que ponto é que o compósito não está a contaminar o combustível utilizado na operação dos UAVs».

### **5.1 – Objetivos**

À semelhança de outros testes relacionados com esta temática, os testes realizados tinham como objetivo verificar se:

1. Existe interação entre combustível, ou os seus aditivos, com o material compósito utilizado na construção da plataforma em análise, seja na fase Matriz ou na fase Reforço;
2. O combustível está a ser contaminado pelo material compósito utilizado.

### **5.2 – Experiências chave**

Para efetuar esta avaliação, primeiramente foram definidos os meios de prova adequados ao que se tentava provar. Assim foi definido que os ensaios laboratoriais a realizar seriam:

1. Ensaios de flexão e tração – Com vista a verificar se existiam alterações das propriedades físicas do material compósito;
2. Análise ao combustível – Com vista a verificar se existia solubilização de resina no combustível;
3. Avaliação da impermeabilidade do compósito – Com vista a verificar se o material compósito absorvia e retia combustível.

### 5.2.1 – Fabrico de provetes

Para a realização dos ensaios 1 e 2 anteriormente referidos foram concebidos provetes a partir dos mesmos materiais que foram efetivamente utilizados na construção da aeronave ANTEX-X02 em estudo (placas compostas maioritariamente por espuma de alta densidade com 10,5 mm de espessura onde cada face era coberta por um laminado de carbono e epóxi curado com aplicação de pressão mecânica).

Adicionalmente foi também utilizado outro material compósito de espessura inferior (3,5mm) com o objetivo de ter material para comparação a fim de verificar até que ponto é que a espessura da espuma de alta densidade afeta as propriedades do material pela ação da possível contaminação do material, caso se verificasse.

Por forma a tornar possível o uso dos mesmos materiais utilizados na construção original da plataforma, o tamanho dos provetes de tração não obedeceram a uma norma específica, já os provetes de flexão respeitaram as normas “C 393 – *Standard Test Method for Flexural Properties of Sandwich Constructions*” e “MIL-STD-401B – *Sandwich Constructions and Core Materials ; General Test Methods*” referidos em (18) e (19), respetivamente.

Para o design dos provetes foi utilizado o software SolidWorks tendo as os mesmos ficado definidos pelas seguintes dimensões (indicadas em milímetros) tal como mostram as Figuras 26 e 27.

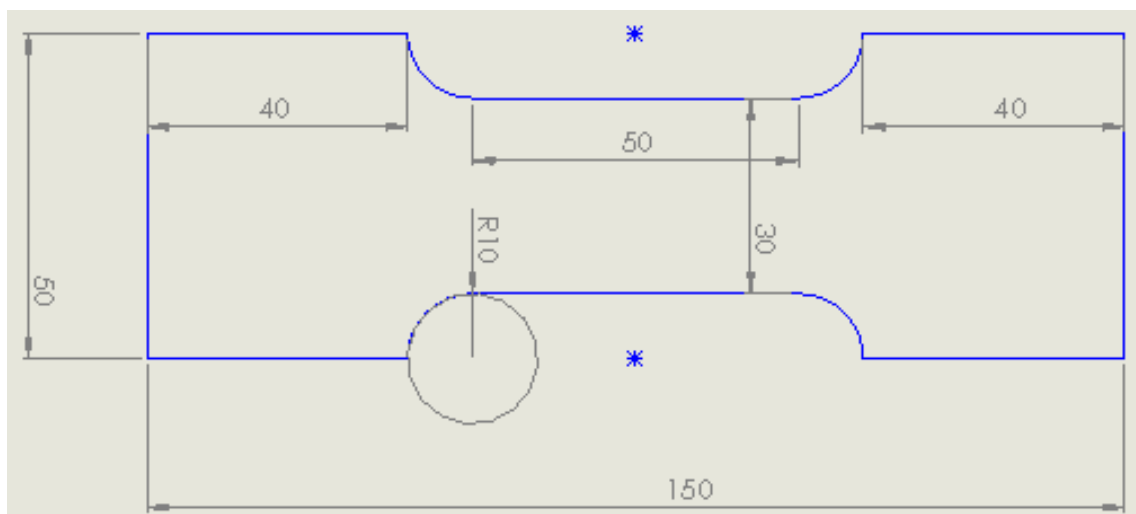


Figura 26 – Dimensões dos provetes de tração

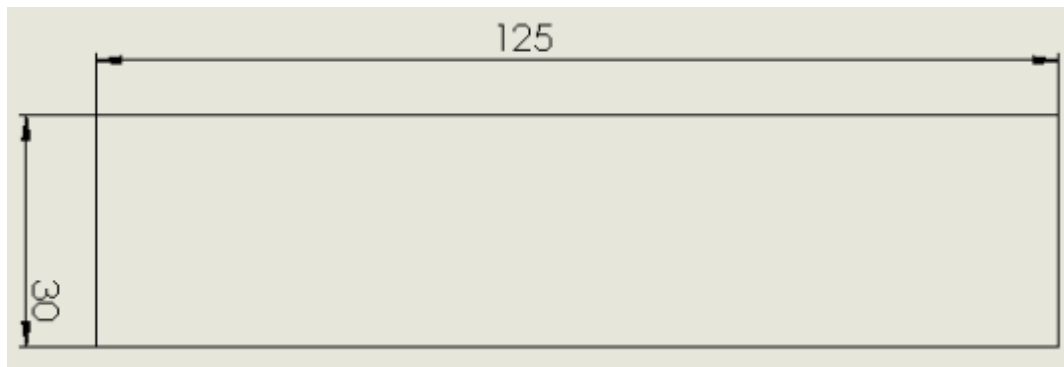


Figura 27 – Dimensões dos provetes de flexão

As normas respeitadas para este último indicam que o provete deve ser retangular. A espessura do provete deve ser igual à espessura do material tipo sandwich. A sua largura não deve ser inferior ao dobro da espessura, nem menor que três vezes a dimensão do núcleo, nem maior que metade do vão entre roletes (*span*). O seu comprimento deve ser igual à dimensão do vão (*span*) acrescentado de 50mm.

O corte dos provetes foi feito numa máquina de CNC (Controlo Numérico Computorizado) e foi executado à escala 1:1, de acordo com as medidas já definidas. Posteriormente, todas as peças foram lixadas e medidas a fim de confirmar os parâmetros anteriormente estabelecidos.

De seguida, a espessura das peças foi isolada com resina para isolar o núcleo dos provetes, da mesma forma que estariam caso fossem colocadas nas asas do UAV. Deste modo, tenta-se recriar a situação experienciada na aeronave ao serem submersas em combustível (mesma área de exposição).

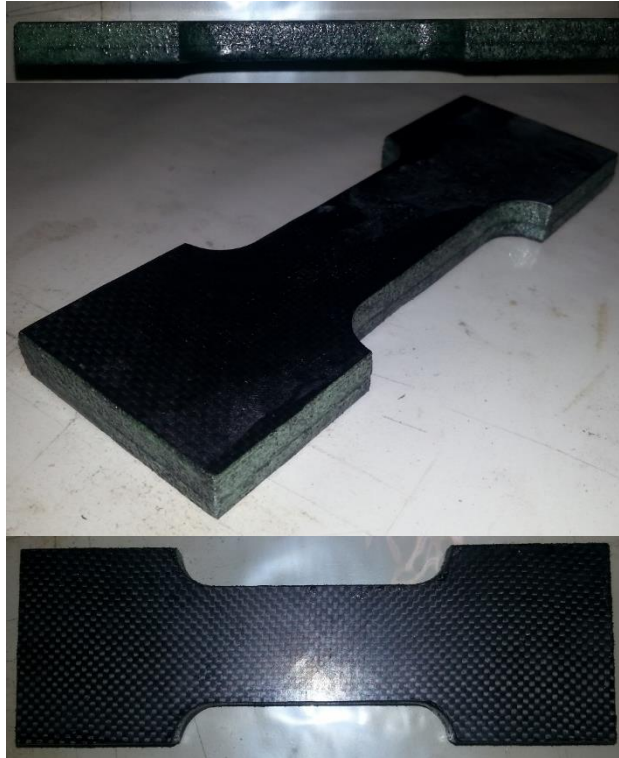
No total foram fabricados:

- 15 Provetes tração a partir do material de construção
- 15 Provetes flexão a partir do material de construção
- 10 Provetes tração a partir do material alternativo<sup>6</sup>
- 15 Provetes flexão a partir do material alternativo

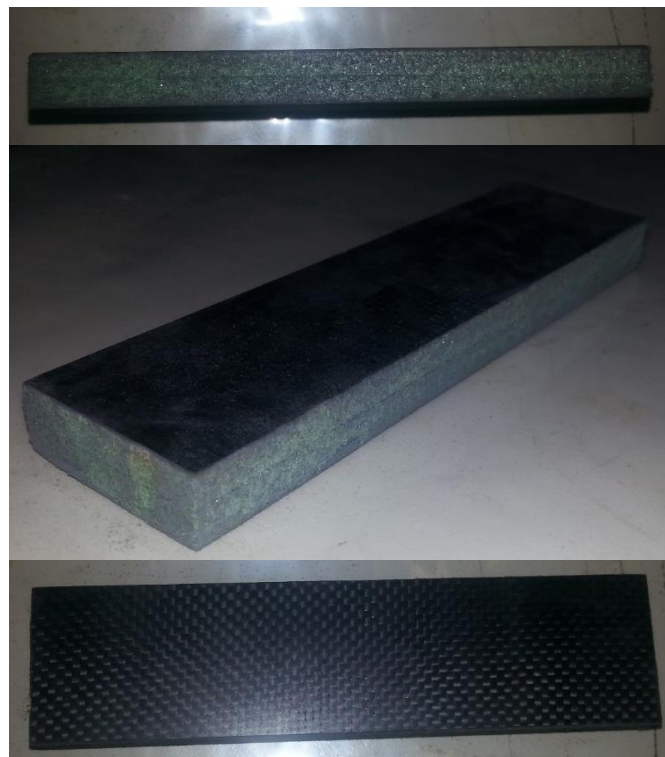
---

<sup>6</sup> Por escassez de material não foram produzidos 15 provetes à semelhança dos restantes.

O aspeto final dos provetes com o material igual ao utilizado no UAV pode ser observado nas Figuras 28 e 29, e o dos provetes com o material alternativo nas Figura 30 e 31.



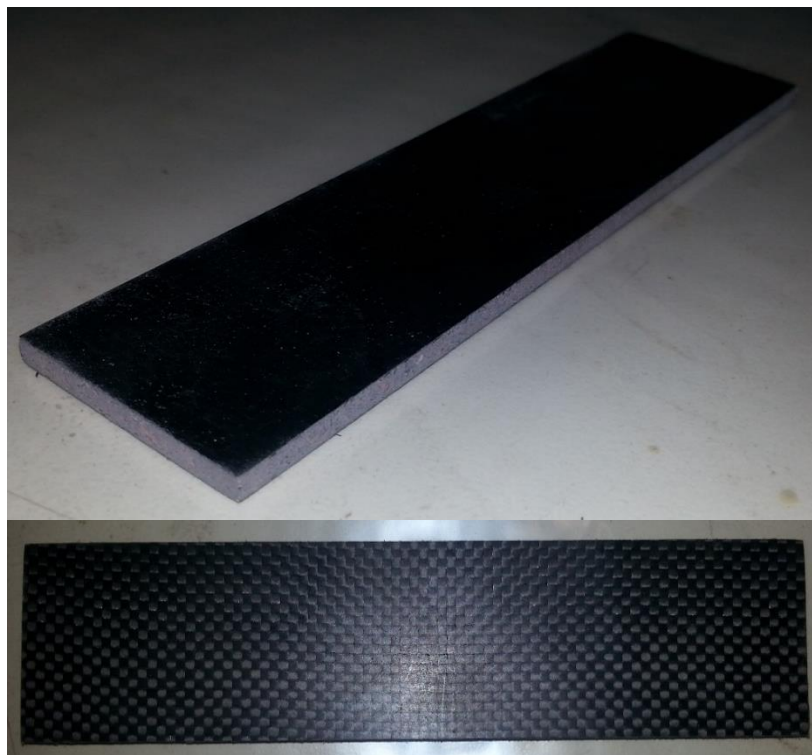
**Figura 28 – Provette de tração (10,5mm)**



**Figura 29 – Provette de flexão (10,5mm)**



**Figura 30 – Provete de tração (3,5mm)**



**Figura 31 – Provete de flexão (3,5mm)**

### 5.2.2 – Fase de contaminação

Na fase de contaminação, o objetivo foi submeter os provetes às mesmas condições que estariam submetidos se estivessem dentro das asas do UAV, durante um determinado período de tempo bem definido.

Os passos tomados para que tal fosse possível passaram por inicialmente determinar um local seguro para a condução dos ensaios e encontrar recipientes limpos e livres de contaminantes. Seguidamente, cada recipiente foi etiquetado com as nomenclaturas:

- Combustível normal – 500hr;
- Combustível aditivado – 500hr;
- Combustível normal – 1000hr;
- Combustível aditivado – 1000hr;
- Provetes de referência.

Dois dos recipientes foram cheios com o combustível normal e outros dois com o combustível aditivado (com óleo de mistura para motores de 2 tempos), de acordo com as etiquetas nos recipientes.

De seguida, em cada recipiente foram colocados:

- 3 Provetes tração do material de construção
- 3 Provetes flexão do material de construção
- 2 Provetes tração do material alternativo
- 3 Provetes flexão do material alternativo

Findas as 500 horas e as 1000 horas, os provetes respetivos foram tirados e embalados para posteriores ensaios laboratoriais. Os combustíveis onde os provetes estiveram imersos também foram guardados em recipientes próprios para posteriormente serem analisados.



## **5.3 – Ensaio Laboratoriais**

### **5.3.1 – Ensaio de flexão e tração**

Inicialmente foi estabelecido que uma das experiências chave seriam os ensaios de flexão e tração com vista a verificar se existiriam alterações ao nível das propriedades físicas do material compósito.

Um ensaio de tração consiste num ensaio destrutivo onde um provete é esticado até à sua fratura. Por norma, os provetes são fabricados de acordo com medidas padrão e obedecem a normas internacionalmente reconhecidas. Deste tipo de ensaios obtêm-se dados como a força e a extensão que o provete está sujeito. Os provetes são fixados à máquina de ensaios através de garras que exercem pressão para que este não se desloque durante o ensaio.

Por outro lado, um ensaio de flexão consiste igualmente num ensaio destrutivo, porém, neste tipo de ensaios, o provete está apenas apoiado em roletes. Neste tipo de ensaios, o provete também é fabricado de acordo com normas internacionais e o ensaio obedece igualmente a regras bem definidas, no entanto os esforços a que o mesmo está sujeito são diferentes. Neste tipo de ensaios o provete sofre a ação do deslocamento do cabeçote, provocando uma flexão no material como se o estivesse a dobrar. Nestes ensaios obtêm-se uma força e um deslocamento (do cabeçote).

Acontece que o núcleo do material compósito utilizado não é capaz de suportar a força exercida pelas garras utilizadas para sustentar o provete durante o teste, sendo que se for aplicada demasiada força, o núcleo do provete cede e por sua vez também a parte em carbono, resultando numa falha ao corte do provete tal como pode ser observado na Figura 32. Por outro lado, caso seja exercida menos pressão pelas garras, o provete não se consegue manter imóvel durante o ensaio e escorrega, tornando-se impossível realizar os ensaios com o rigor necessário.

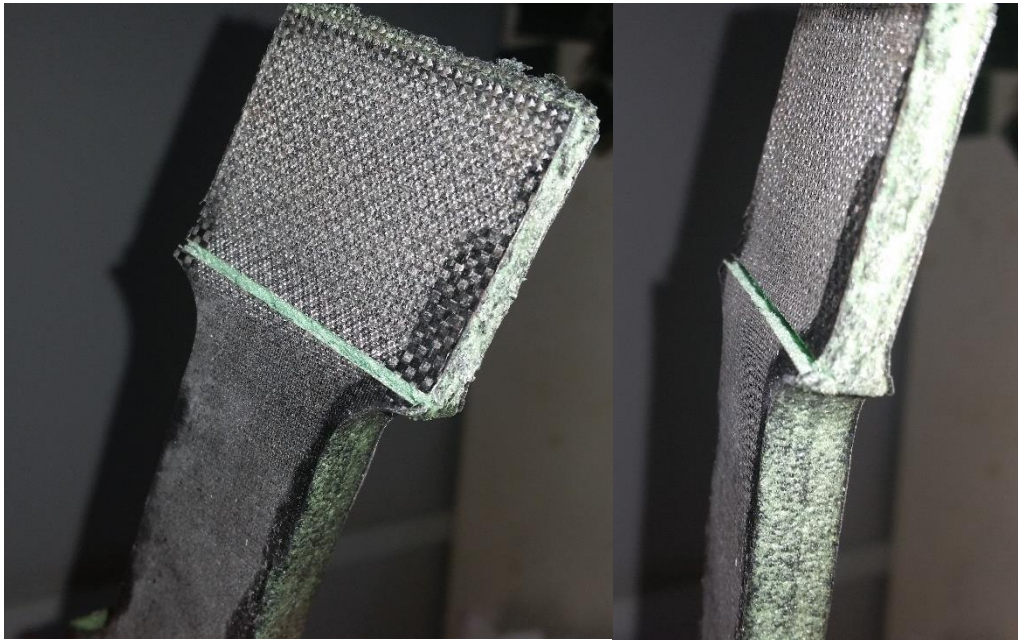


Figura 32 – Falha ao corte num provete de tração (10,5mm)

Ainda foram ponderadas algumas técnicas para possibilitar a execução dos ensaios, tais como realizar o enchimento das extremidades com um material sólido que não sucumbisse à pressão exercida pelas garras, tal como o alumínio, porém não há como garantir que todos os provetes fiquem com as mesmas propriedades, podendo isso resultar no falseamento dos resultados.

Deste modo, e confiando nos resultados obtidos nos ensaios de flexão, decidiu-se abandonar esta modalidade de teste por não existirem condições de garantir os seus bons resultados.

No que concerne à modalidade de teste dos ensaios de flexão, em virtude do equipamento dedicado a este tipo de ensaios desta Academia se encontrar inoperacional por se encontrar avariado, os ensaios de flexão foram executados no Instituto Superior Técnico com o auxílio da Professora Doutora Virgínia Infante do Departamento de Engenharia Mecânica desse Instituto.

Tal como nas normas consultadas para a definição das medidas dos provetes de flexão, para condução dos seus ensaios foram seguidas as mesmas já referidas.

Assim, de acordo com as normas (18) e (19), o ensaio foi executado com a configuração da Figura 33.

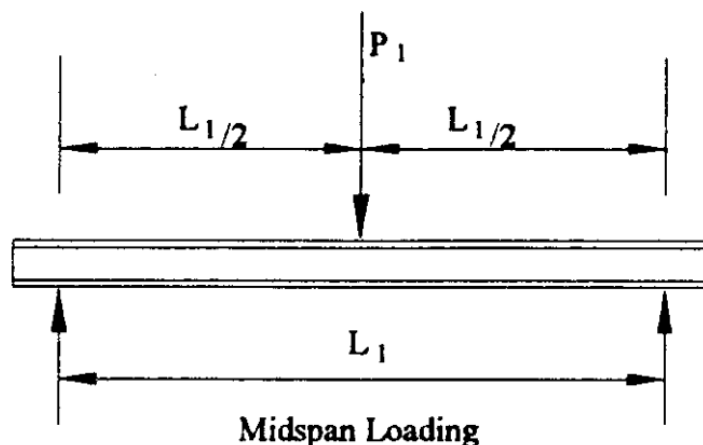


Figura 33 – Diagrama do ensaio de flexão (18)

Antes dos ensaios, todos os provetes foram medidos e todos respeitaram as dimensões anteriormente estabelecidas, com uma variação máxima de +/- 0.5%.

Durante os ensaios, o cabeçote foi deslocado a uma velocidade constante de modo a que a carga máxima ocorresse entre os 3 e os 6 minutos. Dois dos provetes, nomeadamente os primeiros (um de 10,5mm e um de 3,5mm), não cumpriram este padrão, no entanto não se verificaram discrepâncias nesses resultados e como tal foram admitidos como resultados válidos.

De todos os ensaios foram excluídos dois provetes por se afastarem demasiado das médias sem razão aparente, sendo que os provetes excluídos foram ambos de 10,5mm de espessura, nomeadamente, um dos provetes de referência e um dos provetes de 500 horas com aditivo.

A partir dos ensaios realizados, após tratamento dos dados foi possível criar os gráficos constantes nas Figuras 35 e 36. Para facilitar a sua interpretação, as cores representativas dos diversos ensaios foram agrupadas, pois faz todo o sentido, uma vez que representam as mesmas condições de exposição. A Figura 34 seguinte serve de legenda para os dados tratados dos ensaios de flexão.

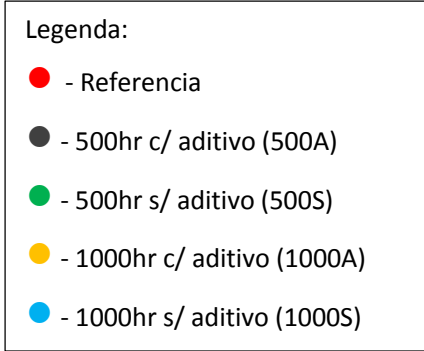


Figura 34 – Legenda dos Gráficos dos Ensaio de Flexão

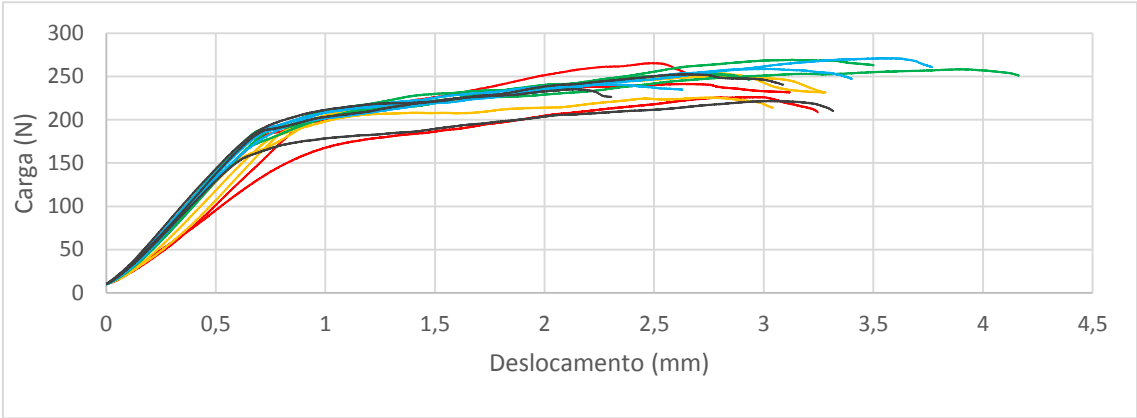


Figura 35 – Gráfico de Ensaio de Flexão – Provetes de 10,5mm de espessura

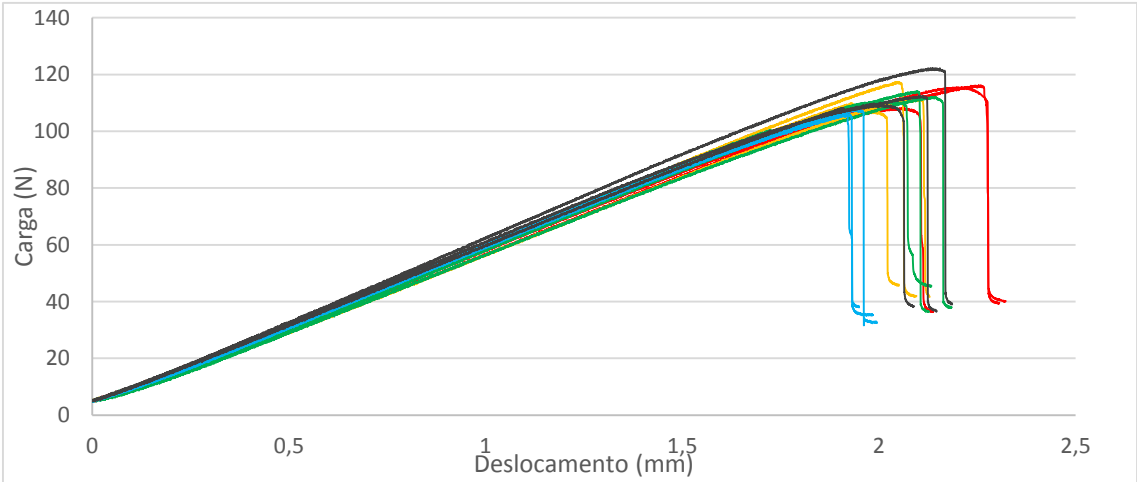
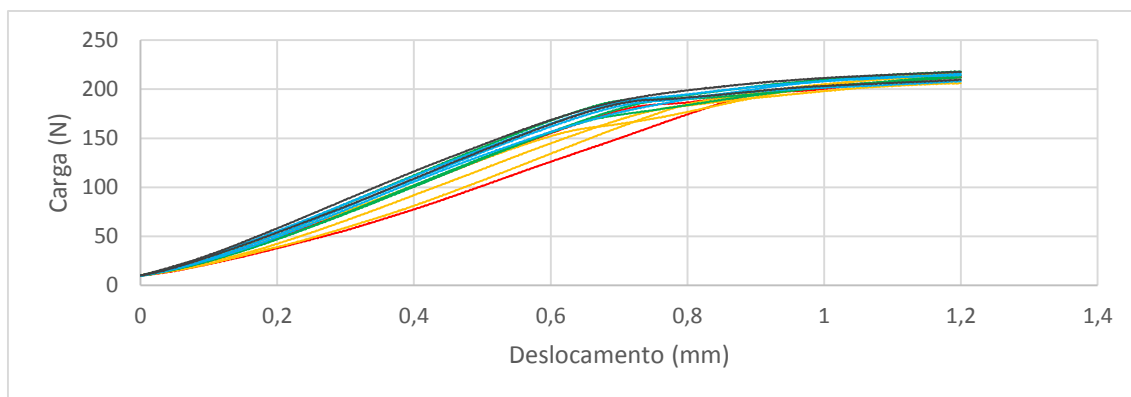


Figura 36 – Gráfico de Ensaio de Flexão – Provetes de 3,5mm de espessura

Para o efeito pretendido foram apenas tidas em conta as partes respeitantes à deformação elástica do material, como tal o gráfico respeitante aos provetes de 10,5mm de espessura foi ajustado de acordo com a Figura 37.



**Figura 37 – Gráfico de Ensaio de Flexão (zona elástica) – Provetes de 10,5mm de espessura**

Tendo em conta a espessura dos provetes finos não se verificou uma zona plástica até atingir a fratura, pelo que a Figura 36 não foi adaptada. Ainda decorrente deste modo de falha foi possível apurar com facilidade os valores para os máximos de carga e respetivo deslocamento, bem como alguns valores estatísticos. Estes valores constam das Tabelas 4 e 5.

**Tabela 4 – Provetes de 3,5mm - Valores máximos da carga por ensaio e estatísticas**

Referência	Carga máxima (N)			Média do grupo	Desvio padrão
Referência	115,59	116,26	108,23	113,36	3,64
500A	109,35	112,40	122,28	114,67	5,52
500S	110,49	114,16	112,13	112,26	1,50
1000A	109,98	117,39	111,50	112,96	3,19
1000S	105,93	106,87	107,82	106,87	0,77

**Tabela 5 – Provetes de 3,5mm - Valores do deslocamento para a carga máxima por ensaio e estatísticas**

Referência	Deslocamento para o valor de carga máxima (mm)			Média do grupo	Desvio padrão
Referência	2,211	2,254	2,058	2,174	0,084
500A	1,995	2,101	2,131	2,076	0,058
500S	2,009	2,099	2,144	2,084	0,056
1000A	1,966	2,047	2,101	2,038	0,055
1000S	1,924	1,918	1,945	1,929	0,012

Tal como pode ser observado a partir da visualização das Tabelas 4 e 5, os provetes que revelaram os piores resultados ao nível do deslocamento suportado para a carga máxima suportada foram, tal como esperado, os provetes das 1000 horas de exposição sem aditivo. Por outro lado, os que revelaram os melhores resultados foram os provetes de referência. Já no que concerne diretamente à carga máxima suportada, todos os provetes suportaram em média valores em torno dos 113,3N, à exceção dos provetes das 1000 horas sem aditivo que suportaram em média apenas 106,9N, o que corresponde aproximadamente a um decréscimo de 5,7%.

Foi também calculado o Módulo de Elasticidade para cada ensaio, baseado no declive das retas de deformação elástica, uma vez que no tratamento dos dados foi feito um *offset* e uma pré-carga<sup>7</sup> de 5 e 10 Newtons nos resultados dos provetes de 3,5mm e 10,5mm, respetivamente. Os resultados estão expressos na Tabela 6.

**Tabela 6 – Valores apurados para o Módulo de Elasticidade (E)**

Valores em MPa	Provetes de 3,5mm			Provetes de 10,5mm			Média (3,5mm)	Média (10,5mm)
Referência	449	428	443	816	737	– <sup>8</sup>	440	777
500A	467	459	482	849	864	– <sup>8</sup>	469	857
500S	465	455	446	842	846	868	456	852
1000A	456	464	436	803	810	797	452	804
1000S	459	463	467	851	851	856	463	853

Estes valores foram apurados utilizando a fórmula:  $E_{\text{bend}} = \frac{L^3 F}{4wh^3 d}$  onde 'L' representa a distância entre os roletes de apoio, 'F' a carga, 'w' a largura do provete, 'h' a espessura e 'd' o deslocamento do cabeçote. Nesta expressão apenas 'F' e 'd' são variáveis pelo que, tal como referido anteriormente, o método encontrado para o cálculo dos valores constantes na Tabela 6 foi a substituição do 'F/d' pelo declive das retas da zona elástica dos gráficos das Figuras 36 e 37.

<sup>7</sup> Somente a partir destes valores de carga é que os provetes se ajustaram definitivamente aos roletes e passaram a ter um comportamento linear na relação deslocamento vs carga.

<sup>8</sup> Provetes excluídos.

A diferença entre provetes finos e grossos pode estar relacionada com a influência do núcleo na rigidez à flexão e pode mascarar a eventual degradação das camadas de carbono. Era nesta situação que os ensaios à tração poderiam ser relevantes, uma vez que a espessura do núcleo iria ter menor influência.

Tendo em conta a amostra que foi examinada, não podem ser tiradas conclusões absolutas nesta experiência chave que apontem para uma redução drástica das propriedades físicas dos provetes, uma vez que as variações encontradas nos provetes não foram de magnitude suficientemente relevante para ditar tal afirmação. Assim sendo, pode apenas ser afirmado que hipoteticamente as propriedades físicas poderão estar a ser afetadas, porém, a um ritmo bastante lento, sendo que grandes resultados seriam apenas esperados a longo prazo. Deste modo no último capítulo serão dadas algumas sugestões relativamente a este ponto.

### **5.3.2 – Análise ao combustível**

A execução dos ensaios laboratoriais ao combustível foi feita por intermédio da Direção de Abastecimento e Transportes sob coordenação do Sr. Eng. Barros no Laboratório da Refinaria de Sines.

O combustível enviado para análise foi o respeitante às amostras de 500 e 1000 horas sem aditivo por recomendação do Sr. Eng. Barros, uma vez que as amostras com aditivo (óleo para motores 2 tempos), poderiam mascarar a resina que estaria hipoteticamente dissolvida no combustível.

Estes ensaios foram executados por um laboratório certificado pelo Instituto Português de Acreditação (IPAC) e respeitaram o método ISO 6246:97 tal como pode ser verificado nos relatórios de ensaios constantes no Anexo D. Acessoriamente, foi fornecido um relatório de ensaios respeitante a um lote aleatório de gasolina 98 que serviu de base de comparação.

Os resultados das análises feitas a ambos os lotes enviados revelaram a existência de gomas. Na amostra de 500h o resultado foi de 306 mg/100ml e na amostra de 1000h o resultado foi de 338 mg/100ml (valores de gomas não lavadas).

É importante referir que o resultado para este componente no lote padrão foi de 2 mg/100ml, o que nos leva a verificar que existiu uma variação de cerca de 150 vezes e 170 vezes superior nas amostras de 500 e 1000 horas, respetivamente.

O problema associado à utilização de gasolinas com alto teor de gomas, é que pode conduzir à formação de grandes quantidades de depósitos nos vários constituintes dos motores, principalmente filtros e injetores, afetando o rendimento dos motores ou podendo mesmo provocar sérios danos. A resina que se encontra dissolvida no combustível poderá ficar depositada nos motores por ela alimentados, uma vez que após a combustão resultam sempre detritos, e tendo em conta o caráter adesivo das gomas existe grande probabilidade que ao longo do tempo isso aconteça.

Se os motores utilizados fossem de injeção, existia uma grande probabilidade de num futuro próximo os injetores ficarem obstruídos, levando a uma diminuição do combustível injetado em cada ciclo, resultando numa perda de potência associada a uma grande vibração no motor e em casos extremos poderia até levar a uma falha crítica do motor.

No caso dos motores a combustão utilizados pelas aeronaves do CIAFA, o problema não deverá ser tão alarmante ou dispendioso, uma vez que não possuem injetores, porém, o caráter mecânico dos carburadores pode também ficar comprometido por detritos sólidos presentes no combustível. Uma vez que a questão aqui presente se prende com materiais dissolvidos no combustível não existe um perigo tão real de falha crítica de um momento para o outro, podendo assim este problema ser controlado através de um programa de manutenção mais rigoroso.

Os resultados obtidos nos ensaios às amostras deverão estar relacionados com um possível ataque à resina que compõe o compósito utilizado, contudo, tal não pode ser afirmado com um grau de 100% de certeza, uma vez que uma exposição de 500 e 1000 horas levaria a que possivelmente alguma da gasolina oxidasse e possivelmente provocaria a ocorrência natural de gomas.



Contudo, há que ter em conta que a própria constituição da gasolina rodoviária (a que é utilizada) já tem em conta o armazenamento da mesma, daí existirem aditivos que estabilizam a gasolina no sentido de tal não ocorrer naturalmente a um ritmo acelerado, caso contrário, quando a gasolina chegasse ao consumidor final esta já não estaria em condições de ser utilizada.

Tal como mostra o lote padrão, e tendo por base os mesmos métodos de ensaio, aquela gasolina, após sofrer o processo de evaporação já descrito no subcapítulo 2.2.1 relativo à constituição dos combustíveis, este apenas produziu uma quantidade de resíduos sólidos (gomas) de 2 mg/100ml e tal como referido anteriormente a variação foi de 150 e 170 vezes este valor. Estes números permitem então concluir que efetivamente existe uma reação química entre o material compósito e o combustível.

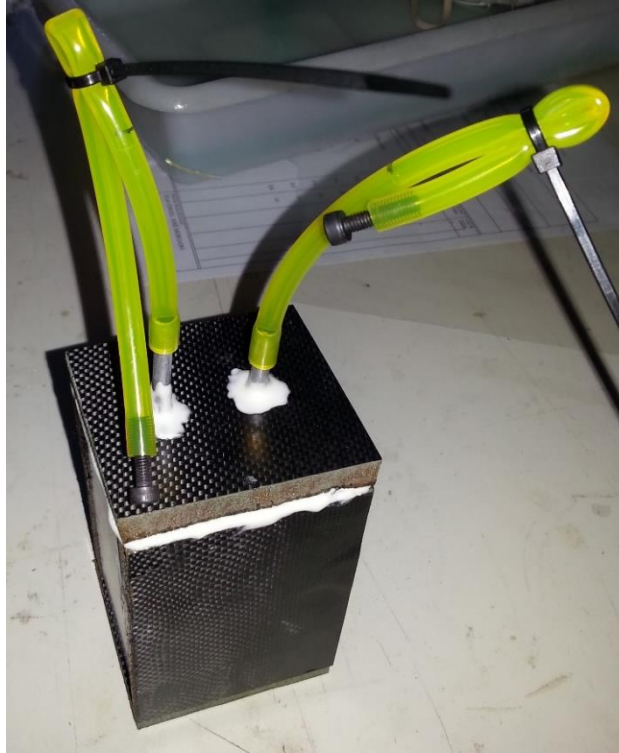
Esta conclusão não implica que a resina utilizada se dissolva a curto/médio prazo, porém, os efeitos a longo prazo poderão trazer alguns problemas localizados na estrutura da aeronave em questão, nomeadamente em locais onde fique acumulado algum combustível não utilizável.

### **5.3.3 – Análise à impermeabilidade do material compósito**

Nesta última experiência chave foi construído um pequeno depósito de combustível cuja função seria armazenar o combustível durante 750 horas. O objetivo era verificar se o mesmo absorveria alguma quantidade de combustível. No fim do ensaio, o depósito foi completamente esvaziado e pesado para se verificar se houve um aumento de peso.

Mais uma vez, os materiais utilizados na construção deste depósito foram os mesmos que foram os utilizados no UAV em análise.

O pequeno depósito de combustível tinha forma de paralelepípedo e na sua face superior foram colocados dois tubos em alumínio: um para fazer o abastecimento e outro para fazer de respiro de modo a permitir que o mesmo ficasse completamente cheio, isto é, sem ar no seu interior. A Figura 38 ilustra o depósito desenvolvido.



**Figura 38 – Depósito de combustível**

Antes de iniciar o período das 750 horas o depósito foi completamente cheio, momentaneamente, e esvaziado por forma a obter a tara do depósito já contabilizando o eventual combustível que fica «agarrado» às paredes do depósito, tendo sido apurado o valor de 61 gramas.

De seguida foi completamente cheio e marcou-se nas mangueiras em Tygon® o local onde ficou a marca da gasolina. As mangueiras foram frenadas com abraçadeiras e com um parafuso nas extremidades a fim de evitar a evaporação do combustível tal como mostra a Figura 39.



**Figura 39 – Selagem do depósito**

Já com o depósito nestas condições, o mesmo foi pesado tendo sido registado um peso de 205 gramas. No fim da experiência foi igualmente lido o peso do depósito com combustível, tendo se obtido o mesmo valor. Assim comprovou-se que não existiu fuga de combustível do depósito. Este facto não invalidou que alguma da gasolina vaporizasse, o que provocou um aumento da pressão no interior do recipiente e fez com que o combustível descesse das marcas feitas no Tygon®.

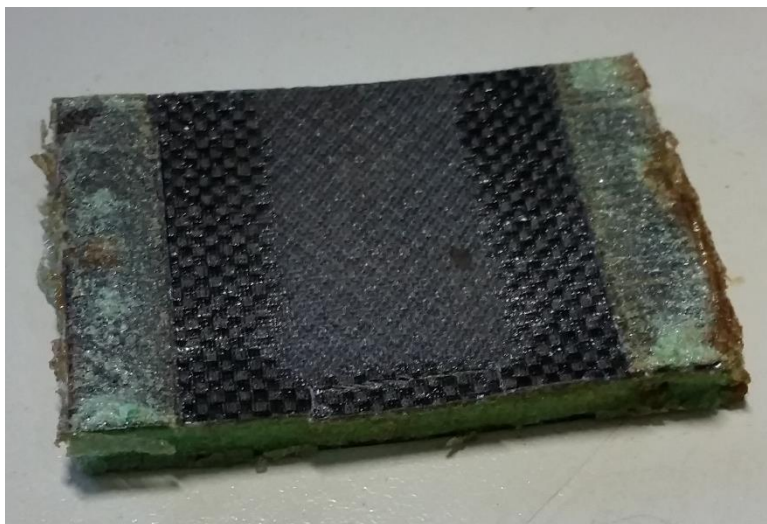
Quando o depósito foi completamente esvaziado e novamente pesado, o mesmo revelou ter o mesmo peso, não sendo por isso expectável que o compósito tenha absorvido o combustível. Ainda assim, o depósito foi seccionado para verificar visualmente se existiria alguma descoloração na espuma de alta densidade que constitui o núcleo do material compósito utilizado.



**Figura 40 – Depósito seccionado para inspeção visual após o término da experiência**

A Figura 40 mostra que a coloração verde da espuma de alta densidade não se alterou, o que permite concluir, em conjugação com as pesagens, que o material compósito não absorve ou retém o combustível após uma exposição de média duração.

Acessoriamente, o material exposto foi também prensado, a fim de verificar se nestas condições libertaria algum combustível impregnado na espuma, o que não se verificou igualmente. A Figura 41 mostra a deformação do material após ser prensado.



**Figura 41 – Material exposto 750h e posteriormente prensado**

#### **5.4 – Inspeções aos depósitos**

Complementarmente, as inspeções aos depósitos teriam como objetivo a verificação visual do aspeto atual do interior dos depósitos das asas. Os pontos a verificar passariam por avaliar visualmente:

- Existência de descoloração;
- Acumulação de Gomas;
- Plastificação da resina;
- Degradação / dissolução da resina.

Idealmente esta inspeção visual seria feita através de uma sonda boroscópica, no entanto, esta inspeção revelou-se impossível de ser realizada sem que a aeronave em questão ficasse temporariamente inoperacional, uma vez que o diâmetro da sonda boroscópica é superior ao diâmetro dos orifícios que seriam utilizados para aceder ao interior dos depósitos, sendo por isso necessário criar um orifício adicional para introduzir a mesma no seu interior, o que acabaria por danificar a selagem do mesmo.

Como tal, e tendo em conta que a aeronave em análise é uma aeronave operacional do CIAFA e se encontra neste momento envolvida em projetos, a sua prontidão não pode ser comprometida, tendo por isso esta inspeção sido proposta para trabalhos futuros tal como será possível observar no último capítulo desta dissertação.



## **6 – Conclusões e Recomendações**

Esta dissertação teve como propósito a caracterização e análise do sistema de combustível da aeronave ANTEX-X02 (N/C 17512) operada pelo CIAFA.

Os objetivos intermédios que foram estabelecidos inicialmente foram todos atingidos com sucesso, à exceção do primeiro objetivo, que apenas foi conseguido parcialmente, uma vez que não existia maneira possível de avaliar o estado atual da aeronave sem danificar a aeronave.

Tal como referido, esta é uma aeronave que se encontra à data envolvida em projetos de investigação, pelo que a sua operacionalidade não pode ser comprometida, e como tal, não houve oportunidade por parte do CIAFA para realizar a inspeção referida.

Finda esta dissertação, é importante referir que se criou documentação importante para comprovar todo o trabalho desenvolvido ao nível do sistema de combustível nesta aeronave e que atualmente passou a conhecer-se um pouco mais sobre a mesma.

Foi importante ainda para detetar equívocos que poderiam vir a ser bastante perigosos, tais como valores para a capacidade dos combustíveis úteis e não utilizáveis, erros estes que aos olhos da aeronavegabilidade não deveriam acontecer. Assim, foi possível apurar que dos 12 litros teóricos de capacidade da aeronave, esta apenas pode fazer uso útil de 8,6 litros até o sistema começar a introduzir ar nas linhas de combustível.

Futuramente, recomenda-se que o filtro de combustível seja substituído com uma periodicidade regulada com um tempo máximo de 1 ano e que seja inspecionado semestralmente para prevenir a sua obstrução.

Ainda como produto desta dissertação resultou o modelo tridimensional do sistema de combustível que ficará disponível para referências futuras.

Tal como referido, a solução encontrada para o sistema de combustível desta aeronave poderá não ser a melhor dadas todas as suas contingências, uma vez que na confusão de linhas de combustível e de ventilação que é possível encontrar no mesmo, algumas melhorias podem ser feitas tal como referido no Capítulo 3.

No que diz respeito à temática da Aeronavegabilidade recomenda-se que seja tida em conta a avaliação efetuada com base nos requisitos criados, por forma a garantir que todos os requisitos mínimos são atingidos, não colocando em causa a segurança da operação. As recomendações foram feitas com base no conhecimento aplicável à classe de pesos em que a aeronave em questão se enquadra e têm como objetivo o seu melhoramento.

A problemática da interação entre o combustível e os materiais compósitos revelou resultados que indicam a existência de algum tipo de reação.

Os níveis de gomas detetadas na análise ao combustível podem ser prejudiciais para os motores a longo prazo, e as pequenas variações ao nível dos ensaios de flexão poderão tornar-se em variações significativas a longo prazo, do mesmo modo que poderá vir a comprometer de alguma forma a integridade estrutural da aeronave.

Deste modo recomenda-se para trabalhos futuros a condução de ensaios mais exaustivos com maiores tempos de exposição e vários protocolos de execução, um dos quais que contemple possíveis substituições de combustível ao longo do tempo para «reativar» as propriedades químicas do combustível.



## Referências bibliográficas

1. **Autoridade Aeronáutica Nacional.** *Emissão de Licenças Especiais de Aeronavegabilidade para Sistemas de Aeronaves Não tripuladas.* 1. Alfragide : Ministério da Defesa Nacional, 2013. Circular Nº01/13 Pº410/13.
2. **Raymer, Daniel P.** *Aircraft Design: A Conceptual Approach.* Washinton, D. C. : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1989. ISBN 0-930403-51-7.
3. **Federal Aviation Administration.** *Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe.* s.l. : U.S. Department of Transportation, 2012. Vol. 2. FAA-H-8083-31.
4. **JEPPESEN.** *Theoretical Knowledge Manual - Aircraft General Knowledge - Fuel Systems.* s.l. : Oxford Aviation Training. Vol. 021 01 11.
5. **Longhurst, G.** *Airframe & Systems.* EDITION 2.00.00 2001. s.l. : CLICK2PPSC LTD, 2001. Vol. 021.
6. **Langton, Roy, et al.** *Aircraft Fuel Systems.* Chichester : Wiley, 2009.
7. **Goodger, Eric M.** *Transport Fuels Technology.* s.l. : Landfall Press, 200-. ISBN 0 9520186 2 4.
8. **Costa, Indira Carla Carlos da.** *Avaliação da Solubilidade de Novo Antioxidante em Sistemas Microemulsionados.* Rio Grande do Norte : UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO NORTE, 2007.
9. *A INFLUÊNCIA DO ADITIVO SURFACTANTE NA CARACTERIZAÇÃO FÍSICO-QUÍMICA DA GOMA ORIUNDA DA GASOLINA NACIONAL.* **Galvão, Luzia Patrícia F. de C. e Fernandes Jr., Valter José.** Salvador : Instituto Brasileiro de Petróleo e Gás, 2005. 3º Congresso Brasileiro de P&D em Petróleo e Gás.
10. **Dorworth, Louis C., Gardiner, Ginger L. e Mellema, Greg M.** *Essentials of Advanced Composite Fabrication & Repair.* Newcastle : Aviation Supplies & Academics, Inc., 2009. ISBN 978-1-56027-752-1.
11. *THE EFFECTS OF AIRCRAFT FUEL AND FLUIDS ON THE STRENGTH PROPERTIES OF RESIN TRANSFER MOLDED (RTM) COMPOSITES.* **Falcone, Anthony e Dow, Marvin B.** Hampton, VA : NASA Langley Research Center, 1993. Third NASA Advanced Composites Technology Conference. Vols. Volume 1, Part 1, pp. 399-413. Work performed on Contract NAS 1-18954 by Boeing Defense & Space Group.. ID: 19950022626; 95N29047.
12. **Rider, Andrew e Yeo, Eudora.** *The Chemical Resistance of Epoxy Adhesive Joints Exposed to Aviation Fuel and its Additives.* Air Vehicles

Division, Platforms Sciences Laboratory. Fishermans Bend, Victoria : Defence Science and Technology Organisation, 2005. Technical Report. AR-013-348 ; DSTO-TR-1650.

13. **Curliss, David B. e Carlin, Diana M.** *THE EFFECT OF JET FUEL EXPOSURE ON ADVANCED AEROSPACE COMPOSITES II: MECHANICAL PROPERTIES*. Materials Laboratory - Structural Materials Branch - Nonmetallic Materials Division, Wright Research and Development Center. Ohio : Air Force Systems Command, 1990. p. 23, Relatório Final. WRDC-TR-90-4064.

14. **AOC: World Leader in Resin Technology.** *Product Information: Vipel Corrosion High Cross-Linked Isophthalic Polyester Resin*. [PDF] s.l. : AOC: World Leader in Resin Technology, 2010. Pub. No. T-AOC-Vipel® F764 Series.

15. **Master Bond Inc.** *EP41S-1 Polymer System Technical Data Sheet*. [PDF] Hackensack, New Jersey : Master Bond Inc., 2014.

16. **Cadete, Bruno.** *Propulsão - Mistura*. [Apresentação PowerPoint] Granja do Marquês : Academia da Força Aérea, 2013/2014. Aula 11.

17. **Vários.** Zenoah In-Tank Felt Clunk. *runryder*. [Online] [Citação: 25 de 02 de 2015.] <http://rc.runryder.com/helicopter/t628736p1/>.

18. **American Society for Testing and Materials.** *Standard Test Method for Flexural Properties of Sandwich Constructions*. West Conshohocken : ASTM International. C 393 - 00.

19. **Department of Defense.** *Military standard - Sandwich Constructions and Core Materials; General Test Methods*. Washington, D.C. : Department of Defense, 1967. MIL-STD-401B.

20. **Coordinating Research Council, Inc.** *Handbook of Aviation Fuel Properties*. Warrendale : Society of Automotive Engineers, Inc., 1983.

21. **Gavel, Hampus.** *On Aircraft Fuel Systems - Conceptual Design and Modeling*. Linköping : Department of Machine Design - Linköpings universitet, 2007.

22. **Gay, Daniel.** *Matériaux Composites*. Paris : Hermès, 1997. ISBN 2-86601-586-X / ISSN 1158-3509.

23. **Gibson, Ronald F.** *Principles of Composite Material Mechanics*. New York : McGraw-Hill, 1994. ISBN 0-07-023451-5.

24. **Moir, Ian and Seabridge, Allan.** *Aircraft Systems - Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration*. London and Bury St Edmunds : Professional Engineering Publishing, 2002.

25. **North Atlantic Treaty Organization.** *Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements*. [ed.] Allied Engeneering Publication. Edition A

Version 1 Ratification Draft 1. s.l. : NATO Standardization Agency (NSA), 201-. AEP-83.

26. **Civil Aviation Authority of Israel.** *CAAI UAV Systems Airworthiness Regulations.* s.l. : Ministry of Transport and Road Safety, 201-.

27. **Southwest Texas Aviation Inc.** Mooney Fuel Bladder Tank Kit. *Southwest Texas Aviation Inc.* [Online] [Citação: 16 de 02 de 2015.]  
<http://www.swta.net/mooneybladdertanks.html>.

28. **Sonex\* Wing 2.** *spoonworld.com.* [Online] [Citação: 16 de 02 de 2015.]  
<http://www.spoonworld.com/flying/sonex/wing/wing2.htm>.

29. Fish, Duane Allen e Jr., Richard Wayne Kahler. Fuel tank baffle. *Patentes - Google.* [Online] 27 de 05 de 2003. [Citação: 16 de 02 de 2015.]  
<http://www.google.st/patents/US6568556#forward-citations>. US 6568556 B1.

30. Pathirana , Yasantha . Integral Fuel Tanks. *Aircraft Maintenance Engineering-Mechanical.* [Online] 8 de 04 de 2011. [Citação: 16 de 02 de 2015.] <http://aviamech.blogspot.pt/2011/04/integral-fuel-tanks.html>.



## Anexo A – Tabela resumo de estudo sobre compatibilidade entre aditivos de combustíveis e material compósito

Tabela A - 1 – “A Qualitative Investigation into the Compatibility Effects of F-34 Fuel Additives with Cured FM73 Adhesive - R.C. Geddes” (12)

COMPONENT	USE	EFFECT ON FM73	COMMENT
<i>STADIS 450</i>	static dissipator	Contacted area softens to a rubbery state within 48 hours	
<i>DCI-4A FSII</i>	lubricity additive and icing inhibitor	Softens to rubbery state after 48 hours	
<i>1-7 Octadine</i>	alkene (fuel)	No noticeable effect. Evaporates within 48 hours	
<i>1-Methylnaphthalene</i>	diaromatic (fuel)	No noticeable effect. Evaporates within 48 hours.	
<i>HICO TSR 350 (400)</i>	oil exposed to elevated temperatures	No noticeable effect. Left stain on surface of adhesive.	
<i>M-Xylene</i>	aromatic (fuel)	Causes massive disbonds (up to 65% of surface area). Softens adhesive.	
<i>DCI-4A</i>	lubricity additive	Causes massive disbonds (up to 50% of surface area). Softens adhesive.	Disbonds originated from edge applications of additive
<i>EGME (Ethylene Glycol Monomethyl Ether)</i>	icing inhibitor	No noticeable effect	
<i>DGME (Di-ethylene Glycol Monomethyl Ether)</i>	icing inhibitor	Causes massive disbonds (up to 75% of surface area). Softens adhesive.	
<i>HITEC E515</i>	corrosion inhibitor	No noticeable effect	
<i>Cumene Hydroperoxide, tech.</i>	peroxide, a degradation product	Very aggressive. Softens Adhesive within 48 hrs, and will cause disbonds.	All removed easily from glass at conclusion of test.



## Anexo B – Diagrama simplificado da localização e distribuições dos depósitos

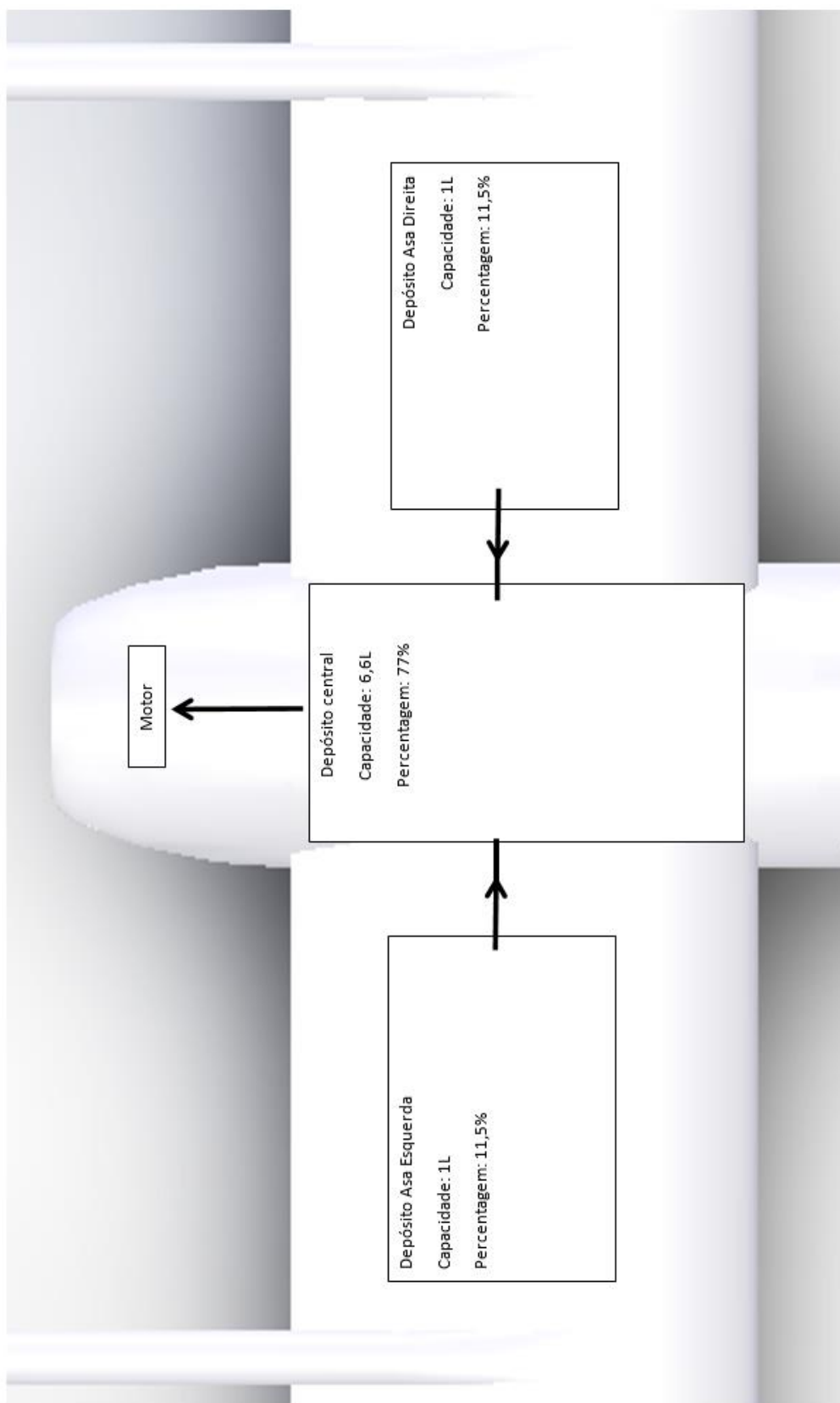


Figura B - 1 – Diagrama simplificado da localização e distribuições dos depósitos





## Anexo C – Esquema do escoamento

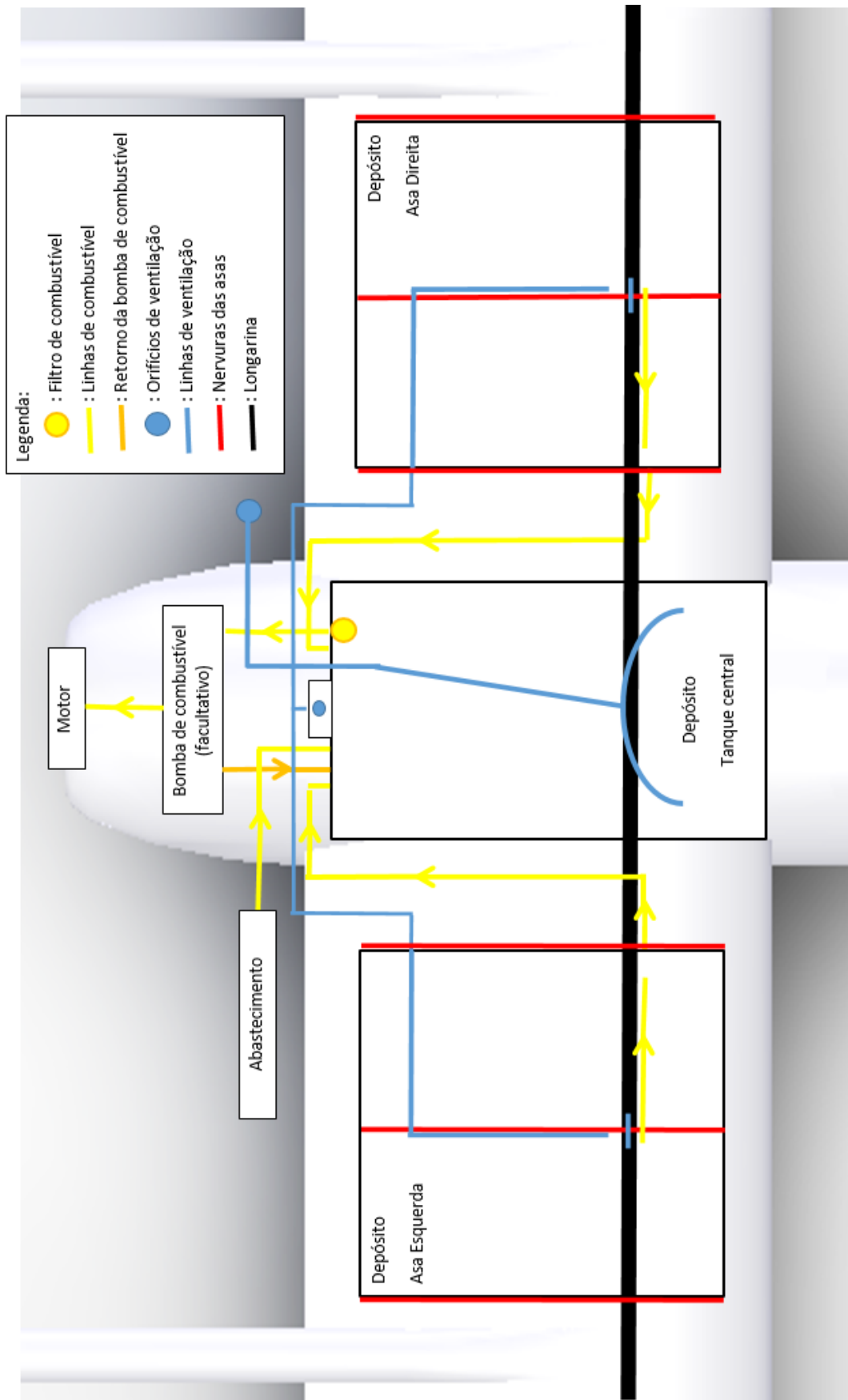


Figura C - 1 – Esquema do escoamento



## Anexo D – Relatórios de Ensaios



REFINARIA DE SINES  
LABORATÓRIO



### Relatório de Ensaios

Requisitado Por: QUALIDADE- REFINARIA DE SINES

Endereço: REFINARIA DE SINES

Produto: Gasolina Super Plus

Nº. Amostragem: LB-1761/14

Origem: OP-T263N-05750/14

Nº. DE SERIE: 8094/14

DATA DE EMISSÃO: 17/12/2014

DATA DE RECEPÇÃO: 16/12/2014

Número de Lote: S/G98/263/372-4

Data de Colheita: 26-11-2014

Nº Interno	LOC.	Método	Componente	Unidades	Resultado	Data
994893	COMPOSTA	EN ISO 6246:97	Gomas Existentes (Lavadas c/ Solvente)	mg/100ml	0	17/12/2014
994893	COMPOSTA	EN ISO 6246:97	Gomas Existentes (Não Lavadas)	mg/100ml	2	17/12/2014

O IPAC é signatário dos acordos de reconhecimento mútuo da EA para calibrações, ensaios, certificações e inspeções.  
A acreditação de uma norma internacional abrange a acreditação das correspondentes normas regionais adoptadas ou nacionais homologadas.  
Os resultados referem-se exclusivamente aos itens ensaiados. A amostragem é da responsabilidade do requisitante dos ensaios.  
Este relatório de ensaios só pode ser reproduzido na íntegra, salvo autorização expressa do Laboratório.  
Documento integralmente gerado informaticamente, pelo sistema SMW da LabSystems, certificado de acordo com a norma ISO9001.

#### OBSERVAÇÕES:

SP-677/14

**Pelo Responsável do Laboratório**  
**Rui Margarida**

**Chefe de Turno**  
**Mário Fonte**

Direcção da Refinaria de Sines - Laboratório - Apartado 15 - 7520 - 952 Sines  
Tel. 351 269 630 844 - Fax 351 269 630 881

Pag. 1 / 1



REFINARIA DE SINES  
LABORATÓRIO



L0190  
Ensaios

## Relatório de Ensaios

Requisitado Por: QUALIDADE- REFINARIA DE SINES  
Endereço: REFINARIA DE SINES  
Produto: Gasolina 98 Hy-Energy  
Nº. Amostragem: LB-1732/14  
Origem: Gasolina Auto 98

Nº. DE SERIE: 7990/14  
DATA DE EMISSÃO: 13/12/2014  
DATA DE RECEPÇÃO: 12/12/2014

Número de Lote: 500h de imersão  
Data de Colheita: 30-10-2014

Nº Interno	LOC.	Método	Componente	Unidades	Resultado	Data
994304	PONTUAL	EN ISO 6246:97	Gomas Existentes (Lavadas c/ Solvente)	mg/100ml	0	13/12/2014
994304	PONTUAL	EN ISO 6246:97	Gomas Existentes (Não Lavadas)	mg/100ml	306	12/12/2014

O IPAC é signatário dos acordos de reconhecimento mútuo da EA para calibrações, ensaios, certificações e inspeções.  
A acreditação de uma norma internacional abrange a acreditação das correspondentes normas regionais adoptadas ou nacionais homologadas.  
Os resultados referem-se exclusivamente aos itens ensaiados. A amostragem é da responsabilidade do requisitante dos ensaios.  
Este relatório de ensaios só pode ser reproduzido na íntegra, salvo autorização expressa do Laboratório.  
Documento integralmente gerado informaticamente, pelo sistema SMW<sup>TM</sup> da LabSystems, certificado de acordo com a norma ISO9001.

### OBSERVAÇÕES:

SP-677/14

**Pelo Responsável do Laboratório**  
**Rui Margarida**

**Chefe de Turno**  
**Bruno Barrias**

Direcção da Refinaria de Sines - Laboratório - Apartado 15 - 7520 - 952 Sines  
Tel. 351 269 630 844 - Fax 351 269 630 881

Pag. 1/ 1

## Relatório de Ensaios

Requisitado Por: QUALIDADE- REFINARIA DE SINES

Endereço: REFINARIA DE SINES

Produto: Gasolina 98 Hy-Energy

Nº. Amostragem: LB-1733/14

Origem: Gasolina Auto 98

Nº. DE SERIE: 7991/14

DATA DE EMISSÃO: 13/12/2014

DATA DE RECEPÇÃO: 12/12/2014

Número de Lote: 1000h imersão

Data de Colheita: 11-11-2014

Nº Interno	LOC.	Método	Componente	Unidades	Resultado	Data
994305	PONTUAL	EN ISO 6246:97	Gomas Existentes (Lavadas c/ Solvente)	mg/100ml	0	13/12/2014
994305	PONTUAL	EN ISO 6246:97	Gomas Existentes (Não Lavadas)	mg/100ml	338	12/12/2014

O IPAC é signatário dos acordos de reconhecimento mútuo da EA para calibrações, ensaios, certificações e inspeções.  
A acreditação de uma norma internacional abrange a acreditação das correspondentes normas regionais adoptadas ou nacionais homologadas.  
Os resultados referem-se exclusivamente aos itens ensaiados. A amostragem é da responsabilidade do requisitante dos ensaios.  
Este relatório de ensaios só pode ser reproduzido na íntegra, salvo autorização expressa do Laboratório.  
Documento integralmente gerado informaticamente, pelo sistema SMW<sup>TM</sup> da LabSystems, certificado de acordo com a norma ISO9001.

**OBSERVAÇÕES:**

SP-677/14

**Pelo Responsável do Laboratório**  
**Rui Margarida**

**Chefe de Turno**  
**Bruno Barrias**